牽引模型滑翔机的設計

薛民献編著　朱宝流校

人 民 体 育 出 版 社

目　　录

第一章 緒　論

一 前　言

几年來，我國航空模型运动有了較大的开展，随着运动的發展，一些具有一定技術水平和經驗的航空模型組員都想自己嘗試設計模型飛机，这种心情是完全可以理解的。

設計模型是一件很有趣很吸引人的事情。当經过了反复思考、計算繪制出从未有过的模型圖，并把自己設計出來的圖样制造成模型，而且創造了优異成績的时候，將是多么愉快，兴奋！

設計模型不僅可以运用和加深已有的理論知識和已經取得的經驗，而且可学到更多的、更全面的航空知識，特别是空气动力学方面的知識。要設計一架新型模型，一定要求組員們把空气动力学、結構学、制作技術和已經取得的經驗綜合起來。通过設計模型，鍛煉独立思考的能力，并且發揮組員的創造力，养成理論結合实际的習慣。

許多从前的航模愛好者，当初只是設計模型，而現在却在設計局里工作了，有些成了航空学院的教师，有些成为飛机的駕駛員，更有些已在航空方面取得了很大的成就。“从模型到滑翔机，从滑翔机到飛机”是我們每一个希望作为祖國未來的优秀的航空人員或航空工程师的光輝道路。

有些人把設計模型看得太复雜，認为要設計模型必須先

精通航空理論，高等数学、还要有完善的設备，把設計模型看得高不可攀，因而不敢進行設計；也有些人把設計模型看得过分簡單，認为不需要什么理論知識，随便湊合就行了，因此不認真也不重視設計。另外也有些人把設計模型看得过分死板，認为只要一套現成的公式就可以設計出來；而且是不必通过什么实踐和試驗就能設計出性能很好的模型來。所有这些想法都是不对的。設計时必須要有理論指導，充分运用已有的資料和数据，再加上自己的經驗才行。应当注意到：什么事情在初次搞时不一定会很好，但是并不要緊，只要从中吸取經驗教訓，將來一定会成功。同样，在設計一架模型时，也不会是一帆風順的，而是有着很多的矛盾問題要在經过了反复思考后加以解决的。初次嘗試可能不太成功，設計出的模型性能也不好，但是这并不要緊，也不应該灰心，要耐心地試飛。根据已獲得的理論知識和經驗，仔細观察、找出毛病，加以修改，衹有这样才会進步，才会設計出好的模型來。

这里將把以前从事航空事業和航模事業的人們所研究的結果，有关于設計牽引模型滑翔机方面的理論介紹給大家，同时还介紹了設計的方法和一些簡單的計算，以供設計时參考。

本書在編寫时考慮到主要的对象是具有相当于高中文化程度的航空模型爱好者。考慮到大家已經具有一定的物理和数学知識，与一些空气动力学方面的初步知識，因而有关物理、数学以及一些象升力如何產生等基本問題，这里就不加叙述了。通过本書可以給大家一个設計牽引模型滑翔机的初

步概念，当然其中难免有不正確和不全面的地方，希望大家指正。

二 牵引模型滑翔机的特點、種類和要求

在講牵引模型滑翔机的設計以前，先介紹一下牵引模型滑翔机是什么样的模型，它有那些特点、种类和对它有那些要求。

（一）牵引模型滑翔机的特点

牵引模型滑翔机和真的滑翔机很相似，它是沒有动力的模型，其全部飛行时間都处于滑翔的狀态。但是它和真滑翔机仍有一定的区别。首先，模型滑翔机比真滑翔机要小得多，空气的黏性作用更为明顯，因此，模型滑翔机的滑翔性能比真滑翔机要差得多。另一方面，模型滑翔机沒有人操縱它。如果一架模型滑翔机沒有比真滑翔机好得多的安定性，使它在受到外界影响后有足够的力量恢复原有的飛行狀态，那么，模型滑翔机就不可能飛好。

由于牵引模型滑翔机的整个飛行时間都处于滑翔狀态，因此这种模型較橡筋模型飛机、自由飛模型飛机等模型的滑翔性能为好，也就是說牵引模型滑翔机的下沉速度較小。

牵引模型滑翔机是依靠人力牵引上升的，上升的最大高度决定于牵引綫的長度和牵引者的牵引技術。在國际和我國的航空模型競賽規則中都將牵引綫的長度限制为50公尺，它的伸長率不应超过原長的15%。这个規定不是随便得來的。因为只有在50公尺高度以上，热上升气流才有足够的强度支

持住模型。另一方面如果綫太長，模型飛丢的机会太多，競賽时也不易看到眞正成績。

这样，就要求牽引模型滑翔机必須具有利用气流的特点。从近代牽引模型滑翔机的下沉速度來看。如果沒有上升气流的帮助，想要飛个滿分（180秒），是不可能的事。現代好的牽引模型滑翔机飛行时間約在140秒到160秒左右，其余的40秒到20秒就要上升气流來帮助，那怕是極微弱的上升气流也好。因此，就要求牽引模型滑翔机对于上升气流有足够的敏感性，自然，牽引运动員的外場經驗也很重要。

（二）牽引模型滑翔机大致可以分成下列几种（圖一）

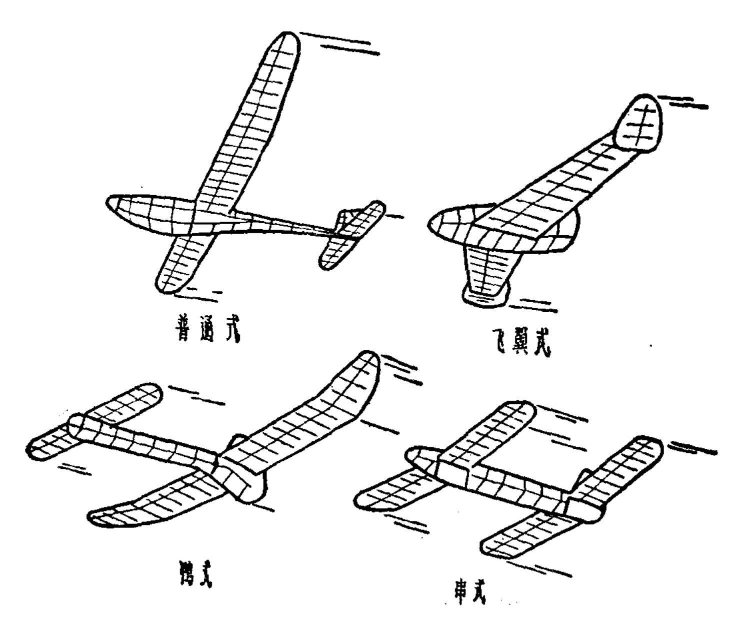


圖 1 牽引模型滑翔机的几种形式

（1） 普通型式的牵引模型滑翔机：它和真滑翔机很相似，有机翼、尾翼和机身。从机身的構造來看，还可以分成杆身及艙身兩种。从总升力面積的大小來看可以分成一級、二級和三級（参看競賽規則）。

（2） 飛翼式牵引模型滑翔机：这种模型只有一个很大的机翼，有时有机身，有时沒有机身。这种模型大多采用"S"型翼型，并且有相当大的后掠角。但如果用了更合适的"S"型翼型，后掠角也可以不要。

（3） 鴨式牵引模型滑翔机：在这种模型上，水平尾翼被放在机翼的前面，有机身和垂直尾翼。飛行方向和普通的模型相反。

（4） 串式牵引模型滑翔机：这种模型也有机翼、尾翼和机身，只不过它的机翼面積和水平尾翼面積几乎相等，重心在兩者中間。

本書中談及的僅包括普通型式的牵引模型滑翔机。

（三）对于牵引模型滑翔机的要求如下

（1） 由于牵引模型都用來競賽飛行时間，因此要求它具有最小的下沉速度。

（2） 为了保証牵引模型具有穩定的飛行姿态，要求它具有足够的安定性，不但能在平靜的气流中穩定地飛行，而且要在气流不穩定的情况下，（仍能穩定地飛行）（例如有風和有上升气流时）。

（3） 要求牵引模型易于牵引上升，以便最大限度地利用牵引綫的長度，來爭取高度，也即爭取更長的飛行时間。

（4） 要求牵引模型对气流的敏感性愈大愈好，使它容

易進入上升气流，并保持在上升气流中，同时，又要求在碰到下降气流时易于脫离。

第二章　牽引模型滑翔机的性能

競賽时，模型性能的好坏与以下三个問題有直接关系。即如何爭取最大上升高度、最小滑翔下沉速度和如何使模型具有保持在最好飛行狀态的能力。

如何爭取最大上升高度是第一个問題。对于牽引模型滑翔机來說这就是如何使模型能够在脫鈎滑翔前达到最大允許的高度。这不但与模型本身有关而且与牽引时用的綫及牽引技術有关，而与牽引技術的关系应該說是更为密切。

减少下沉速度对于所有竟时模型來說都是需要的。不过对牽引滑翔机來說却更为重要。牽引模型滑翔机上升高度最多不超过60公尺（綫長50公尺，伸長15%），所以飛行时間的長短完全靠滑翔性能來决定。現代优良的牽引模型滑翔机下沉速率約为0.30公尺/秒。要想提高模型的滑翔性能，必須在模型的外形、翼型等方面着手，而其中翼型更占主要的地位。改良翼型，提高机翼的最大升阻比和最大升力系数对减少下沉速度所起的作用比減少一点机身阻力所起的作用大得多。

至于第三个問題通常称为安定性的問題。模型滑翔机的安定性主要是用來保証模型能够經常在正常的飛行姿态下滑

翔。如果調整的模型在最小下沉速度下滑，但只要有一点气流或陣風便可以把模型的飛行情况改变，也不能自动恢复过來，那么这次調整便完全失敗了，模型也不可能飛好。

下面就分别討論上述三个問題。（本章主要討論爭取最大高度与減少下沉速度兩問題，并加上一些簡單地估計性能的方法。安定性問題留在第三章中討論）。

一 爭取最大高度

牽引模型滑翔机的競賽規則規定牽引綫的長度为50公尺。擺在牽引运动員面前的任务是如何使自己的模型能够順利地上升以及最大限度地利用这50公尺長的綫。現代牽引模型的下沉速度已很小，如每秒0.3公尺，如果能够把模型牽引到50公尺高，則飛行时間就是167秒。如果一架模型只能牽引到40公尺高就再也牽不上去，那么飛行时間僅有133秒。这样在競賽时每次要相差30多秒，在飛完三輪以后就相差90多秒，这数字是很大的。

另外，在有上升气流的天气飛行时，若飛得愈高上升气流的强度愈大，模型碰到上升气流的机会也愈多。然而一般的模型要飛到60公尺以上上升气流才有支持它的足够的强度，而接近地面时还有很多小股乱流会影响飛行成績的。所以把模型牽得高总是好的，那怕是只高出几公尺，也具有很大意义。

研究模型滑翔机本身对上升高度的影响，爭取最大高度的牽引模型应合乎下列标准：

（一）牽引模型滑翔机应有很大的升力和較小的阻力

当模型上升到一定高度时，作用在模型上的各个力达到了平衡状态（圖2）。牽引力F向前的分力与模型的阻力相平衡，牽引力 F向下的分力加上重力与模型的升力平衡。

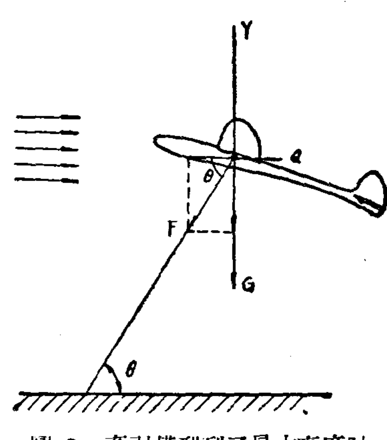


圖 2　牽引模型到了最大高度时各力的平衡

模型不能再上升，只作水平飛行。这时牽引綫与地面所夾的角称为脫鈎角（模型应在这时脫鈎）。

根据力的平衡状态可以知道：

升力 $Y = G + F\,\mathrm{Sin}_{\theta}$

阻力 $Q = F\cos\theta$

即：$\begin{cases} F\,\mathrm{Sin}\theta = Y - G \\ F\cos\theta = Q \end{cases}$

二式相除：$\dfrac{F\mathrm{Sin}\theta}{F\cos\theta} = \dfrac{Y-G}{Q}$

$$\therefore t_g\theta = \frac{Y-G}{Q} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots \quad (1)$$

由此看出，要想增大牽引模型滑翔机的高度，也就是要增大脫鈎角，必須增大整个模型的升力和減小它的阻力（这見

也应該包括牽引綫的阻力）。重量是愈輕愈好。

（二）**要保証牽引模型直綫上升。**

有些模型在牽引上升时，往往容易偏到左边或右边去，結果在脫鈎时，高度不高；也有的模型滑翔机在牽引上升时，左右搖擺不定，在很低的高度就自动掙脫。解决这个問題可从兩方面着手：首先是模型的本身要設計好；其次是要有好的牽引技術。每一个牽引运动員都希望自己的模型一撒手便直綫上升到头頂，怎样才能作到这一步呢？下面介紹几种直綫上升的办法：

（1） 要使牽引模型滑翔机易于直綫上升，最好具有較大的机翼上反角和較小的垂直尾翼。这样，在牽引上升时就不会因为風向沒有完全对准，或者空气流动的不穩定而使模型迎風飛，造成偏斜或搖擺。机翼上反角和垂直尾翼要配合好。更可在机翼上采用彈性裝置，即“彈性机翼”。这样，由于牽引时机翼所受載荷大于滑翔时机翼所受載荷，使机翼的上反角增大很多，垂直尾面也就相对地減小，模型也就很容易保持直綫上升姿态。而在脫鈎以后，机翼自动地彈下來，回复到原有的机翼上反角和垂直尾面大小的正常配合情况保証平穩滑翔。

（2） 根据直綫上升的要求，模型的牽引鈎不要按裝得太靠后。但是为了照顧到脫鈎角不要減小很多，因此牽引鈎也不能裝得太靠前。为度量方便起見用牽引鈎与垂直綫之間的夾角來决定鈎的位置。这一夾角在15°—30°較好（圖3）。

牽引鈎安裝得靠前，模型容易直綫上升（圖4）。如模型在牽引上升时，由于受到外界的擾乱，使机头向右偏离牽引

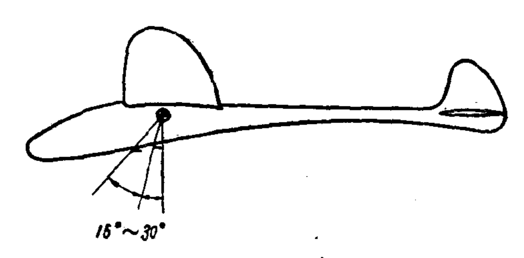


圖 3　牽引鈎的安裝位置

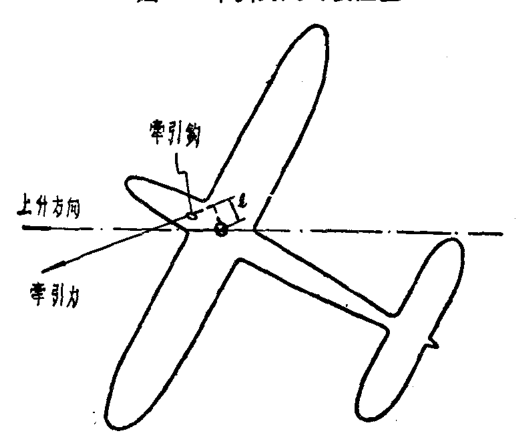


圖 4　牽引鈎前后位置对牽引方向的影响

上升方向，牽引者發現这情况后必然会向反 方 向（左 边）跑，以便把机头拉回來。由圖4可以看出 ，如果牽引力是相同的，牽引者向左边跑的距离也相同，則牽引鈎安裝得愈靠前，牽引力与重心之間的垂直距离l愈大，由牽引力与这一距离的恢复力矩的乘積也就愈大，模型很快的就会 回 复 过來。如果牽引鈎安裝得靠后，則这一恢复力短也小。如牽引鈎恰好在重心底下，則这一恢复力矩根本不会產生。如果把牽引鈎安裝在重心后面，这一力矩將使模型更加向右偏轉。

而且太后的牽引鈎容易拉翻模型，也容易把机翼拉断。牽引鈎稍为靠前，同样可以牽引到很大的角度才脫鈎，只是要求牽引者跑得快一些就行了。

（3）为保証直綫上升，牽引模型应做得尽量对称，并应小心地保护它。由于牽引模型的翼展很大，展弦比也很大，机翼比較容易扭曲变形；同时，机翼、特别是水平尾翼的重量要求很輕，結果减弱了結構，也容易变形。在对称方面要注意的是：机翼与水平尾翼左右兩边的迎角要尽量相同，如果一边扭向迎角增加，一边扭向迎角减小，就会在牽引上升时向一边偏斜。机翼与水平尾翼的相对位置从前面看应該很正確，如象圖5所示，很容易在牽引上升时發生偏斜。垂直尾翼必須安裝得与机身縱軸一致，并且不应產生扭曲变形。机翼左右兩边的重量不可相差太大，稍为差几克并沒有多大关系，因为机翼的空气动力远比这些差額要大但相差太多即能影响飛行性能。牽引鈎必須安裝在飛机的对称平面內，即安裝在正中間。偏裝在一边的鈎子对于沒有自动轉弯裝置的模型來說，安裝起來有它有利的地方。在牽引上升时，牽引力向前的分力与鈎子偏裝到一边的距离，組成了一个使模型滑翔机偏轉的力矩，这一力矩与方向舵力矩平衡，使模型直綫上升。如果牽引鈎裝在左边，則这一力矩就促使模型向右偏轉，而模型滑翔机应

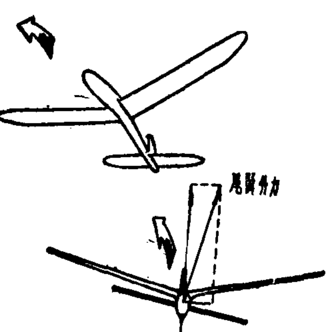


圖5　不正的水平尾翼將使模型在牽引上升偏斜。

向左轉。但是随着高度增加，牽引力向前分力减少偏轉力矩减少，而模型方向舵產生的轉弯力矩愈來愈大，結果就是到不了头頂便脫鈎，而脫鈎时的高度就受到了損失（圖6）。

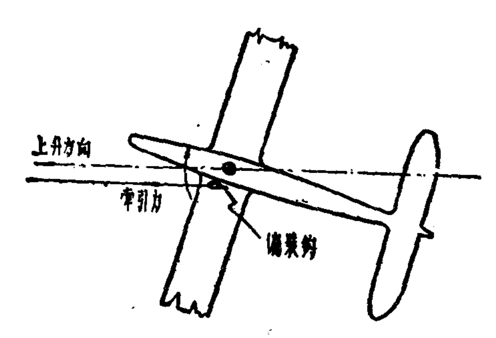


圖 6　偏裝牽引鈎將造成不良的上升情况

以上情况在制作时必須注意。而且在每次起飛以前，都應該檢查模型是否变形，如果發現有了变形，一定要設法糾正，不可馬虎。

（4） 采用自动轉弯裝置可以帮助模型直綫上升（自动轉弯裝置將在第六章中討論）。要完全消除牽引模型上一切不对称的因素是十分困难的，因此采用自动轉弯裝置，如果牽引上升时，舵在中間模型要向右偏，則可以把舵調節到在牽引上升时不在中間，而偏向左边。这样，舵的空气动力將產生一个向左轉的力矩來抵消由于模型滑翔机不完全对称而產生的右轉力矩，保証模型滑翔机能够作直綫上升。而在脫鈎以后，舵仍然到原來的偏轉位置，保証模型滑翔机用合适的直徑作盤旋飛行。

（5） 从很多人的实践中証明：如果加大机身下面的垂

直尾面，也就是說把垂直尾翼的面積移到下面來，会增加牽引模型上升时的安定性，有利于直綫上升（圖39E）。

除了模型本身条件外，选用的牽引綫是否合适对牽引模型的上升高度也有很大关系。凡是牽引綫本身都有重量，在与空气相对运动时也將產生阻力。这一重量和阻力一部分作用在模型上，影响它的上升速度和高度，一部分則由牽引者負担。

由圖7可知：当牽引模型已經到了它的最大上升高度而只作平飛时，牽引綫的阻力和重力使得牽引綫弯曲得很厉害，虽然牽引力与地面所成的 θ 角已經达到了很大的角度，但是 β 角却并不大，再加上牽引綫的弯曲，更縮短了牽引者到模型滑翔机之間的距离，模型的上升高度因而降低。

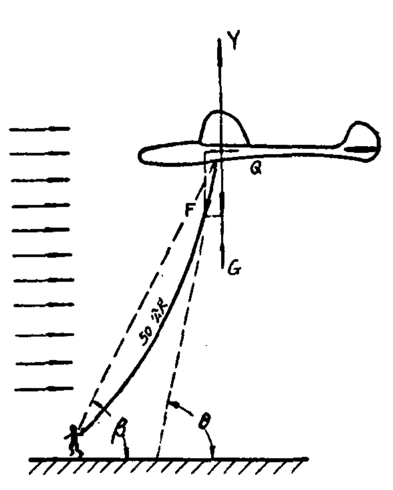


圖 7 牽引綫受到本身阻力和重力的作用情況

所以应选用断面細、表面光滑、重量輕而强度大的牽引綫。断面愈細阻力即小，但如果象絲綫一类的綫断面很細，但外表面有很多絨毛，阻力仍然很大。牽引綫的强度同样十分重要，在競賽中如果牽引时断綫，虽然按照規則可以作为一次障碍飛行，允許再飛一次，但終究是不好的。这样必須用备份模型來作正式飛行，还会造成运动員的緊張，以至弄得手忙脚乱。一般牽引綫如果能承受3公斤到4公斤的拉力才

断的話，用于牽引大致不会有断綫的危險，因为現在的競賽不会在超过6公尺/秒風速时進行。

要試驗牽引綫在多少公斤的拉力下才断掉，方法很簡單。拿一把最大秤量为5公斤的彈簧秤，取一段牽引綫，將它的一端縛在秤鈎上，然后慢慢的拉，直到牽引綫拉断，看它断时彈簧秤的讀数就行了。如果找不到彈簧秤，可以自己做个仪器來測量（如圖8右面所示）。做好后要用已知重量的重物來校准。首先刻好零公斤綫，然后挂上一公斤东西，刻一条綫，挂二公斤再刻一条綫，依次刻下去就行了。使用时把牽引綫慢慢向下拉，在断裂时指示的刻度就是牽引綫的最大拉力。

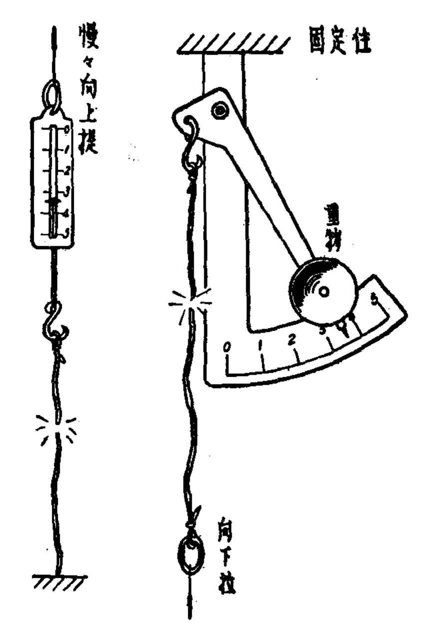


圖 8　測牽引綫的最大拉力

下面介紹兩种較好的綫，可以用作牽引綫。第一种是釣魚用的細麻綫(在出賣釣魚用具的地方都能買到)，淺黃色的和咖啡色的都可以，直徑在0.3—0.5公厘間較好。太細的拉力不够，太粗將增大阻力。这种綫的特点是伸長率很小，約2%左右。第二种是化学工業制品“尼龍綫”，直徑也在0.3

—0.5公厘間較好。顏色沒有关系，这种綫的特点是圓断面，表面十分光滑，因而阻力很小；并具有較大的彈性。由于規定牽引綫的伸長率不得超过15%，所以彈性太大的尼龍綫也不适用，買时应該注意。伸長率可以这样量：拿一段尼龍綫，任意取一段長度，在兩端結兩条綫，然后用大約一公斤的力量拉，設原來的長度为L公厘，而現在的長度为（L+△L）公厘，則伸長率等于：

$$\varepsilon=\frac{\triangle L}{L}\times100\%$$

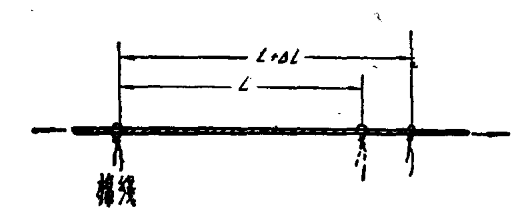


圖 9 牽引綫的伸長率

新尼龍綫要比旧的伸長率大很多。

牽引綫如果使用得小心，可以保証在很長的时期內，不發生断綫事故。牽引綫最怕在牽引完畢后繞綫时由地上拖过來，这样几次以后，如果是釣魚用麻綫就發生起毛現象，如果是尼龍綫就出現裂口，在以后的使用中經常断綫。因此必須一边繞一边向前走。另外牽引綫也不可屈折得太厉害，特别是尼龍綫，所以將牽引綫繞在圓盤上要比繞在板上好得多。

繞綫盤可以利用現成的，如釣魚桿上的綫盤，也可以用好的木头自己做。其做法和拿法見圖10。

牽引技術的好坏会在相当程度上影响模型的上升高度。

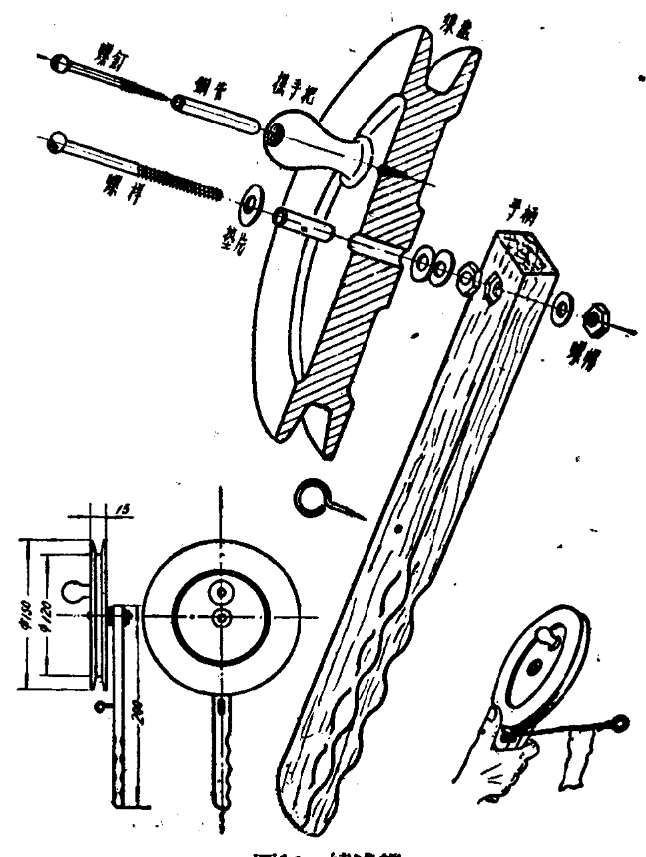


圖10　繞綫盤

牽引技術好，不但容易把模型牽得高，而且一旦飛机發生什么变故而有危險时也能及时挽救。提高牽引技術是每一个牽引运动員的任务。

当牽引模型上升时，一方面是以牽引者为中心作圓周运动，另一方面牽引者还在往前跑，結果飛机走的是一条曲綫。

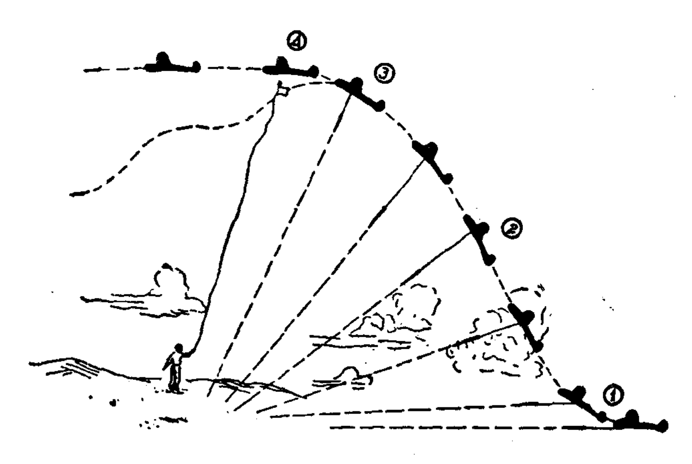


圖11　牽引模型的上升路綫

由圖11可以看出，当模型剛离手时，基本上是沿着水平方向飛行，这时要保持牽引綫張緊，不致于脫鈎，牽引者跑的速度必須大于模型的滑翔速度。由于速度增長，模型很快地抬头上升（圖11中的情况①）。接着模型就猛烈上升，这时的上升速度是較大的，迎角也是很大的，机翼在这种情况下是全部上升过程中受力最大的时候，牽引者可以感覺到牽引綫的拉力增大很多。虽然上升的速度很快，但是在地面的投影速度却不大（圖11中情况②）。到后來，作用在模型上的各个力漸趋于平衡，模型就开始低头，并且保持平飛，不再上升了。这时的地面投影速度差不多就是滑翔速度了。但在情况③时仍不可脫鈎。虽然由牽引者看來，高度已經够高，但是模型的迎角仍相当大，提早脫鈎会促使模型滑翔机作几次波狀飛行，損失很多高度。由此可以得出結論：在牽引时，剛开始的階段要快跑，速度必須大于滑翔速度，否則模型將

飛得比人快而脫鈎；但也不能跑得太猛。以免模型很快的豎起來，脫鈎，然后俯冲撞地。这一快跑階段所需时間很短，一般在小風时跑十几步就結束了，風稍大时約五、六步，風大时几乎不需要跑，只要等一忽兒这个階段就过去了。接着牽引者就要減慢速度，这时模型正很快地上升，对地面的速度不大。另外，这时候牽引綫的拉力很大，牽引者必須十分注意到这一点，如果不小心，折断机翼都發生在这一階段里。当模型快到頂时，投影于地面的速度逐漸增加，因而牽引者应該再增加些速度。由于模型快要脫鈎，因此不要跑得太快了，只要与模型的滑翔速度差不多就行了（指无風情况而言，有風时应該慢些）。然后一定要經过一个短时間的停頓才能松綫脫鈎。手中預先留一点綫，到要脫鈎时慢慢放出去可以保証脫鈎的平穩。所留綫的長短，以風的大小决定，一般地在有小風时約留兩公尺左右，風大应增加，風很小时可減少，甚至不留都可以。这里要着重指出的是：牽引者跑的速度应該由手中感覚到的力量來决定。力量小跑快些，力量大跑慢些，甚至于可以倒退跑。这一力量的大小以保証不会折断机翼，拉断牽引綫为限。每个牽引者应該經常練習，使自己的手能够灵敏的感覚出力量的大小來。

在牽引时必須随时随地注意模型，不能东張西望，所跑的路应在牽引前先看好，而跑时只偶然看一眼前面。經常注意模型可以及时糾正它的偏斜情况。遇到模型偏斜时本來是很容易拉过來的，但是如果發現太迟將会增加很多困难，有时还会无法挽救。当模型因外界影响偏到一边时，比如向右偏，則牽引者应向左边跑來糾正它。要注意的是当模型快从

偏斜中糾正好时，就应該跑回中間，减小些牽引綫的拉力，免得一下子拉得过猛，模型又跑到左边去了，这样就会有可能把左右搖擺現象擴大而被迫在低空脫鈎。当模型就要回到中間了，应馬上拉着它向前跑。有些模型在快到头頂时总要偏向一边，这是因为它不完全对称，而牽引上升时，牽引力向前的分力很大，模型不易偏轉；当快上升到头頂时，牽引力的向前分力减小了，于是就現出偏轉來了。这时如果已不容易拉回中間，应立即脫鈎，免得时間拉長了，更降低高度。一般來說当模型已升到頂了，再要用牽引力使它恢复过來十分困难，因为这时牽引力的向前分力很小，虽左右偏着牽，但造成的恢复力矩更小，較好的办法是以与模型同样的速度順着模型偏的方向跑一段后脫鈎，这样既不会再損失高度，也不会使脫鈎过猛。

在脫鈎前不但要有一小段时間的停頓，讓模型减小迎角，降低速度。最好在脫鈎前还使模型向本來調整好的滑翔轉弯方向偏轉一些，这样脫鈎將更加平穩。

牽引綫的伸長率对于在有風天气牽引时脫鈎的难易程度有影响。象伸長率較大的尼龍綫，在牽引上升时受力很大而伸長了，当要脫鈎时慢慢放綫，由于綫的彈性很大，放綫只是讓它自己縮回去。并不能就此把綫內的拉力减到几乎沒有。只要綫內拉力仍然存在，要脫鈎就不可能，往往模型已飛过头頂，拉力的水平分力向后了，才迫使鈎子脫离。这种脫鈎一般來說模型不易平穩；并且由于脫鈎的延迟，高度也有了降低。由此可知，在風較大的天气，牽引者应該用伸長率小的綫，而在風小时可以采用伸長率較大的綫。在風大时

采用伸長率較大的綫來牽引也可以，不过需要在手中多留几公尺綫，要求牽引者旣能平穩地放綫，不使模型滑翔机因放綫太快而提早脫鈎；又要保証手里的綫能够完全放出去，不要到脫鈎了，手中还有好多綫留着，这样將影响模型的高度。

二　降低下沉速度

牽引模型滑翔机在滑翔时总是一面向前滑翔一面降低高度。每秒鐘所降低的高度称为下沉速度（Vy）。下沉速度的大小与模型的滑翔速度（V）及滑翔角（Q）有关。滑翔角通常称为下滑角，就是模型滑翔时的路綫与水平面所夾的角（圖12）。从圖上我們可以看到下沉速度、速度和下滑角之間的关系。

$$Vy = V \cdot \sin\theta \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (2)$$

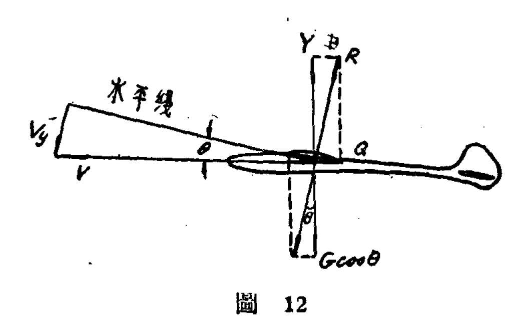


圖 12

要想提高模型滑翔机的飛行时間必須減少模型的下沉速度。因此必須使模型飛行緩慢（減少V）或者下滑角很小（減少θ）。最小的下沉速度是在下滑角很小(但不是最小)

而速度又很慢时獲得。这时机翼的迎角称为經济迎角。

絕大部分牽引模型滑翔机的下滑角很小，一般是在6°左右。从圖12上可以看到，在穩定滑翔时模型的升力等于重量的一部分，而阻力等于重力的另一分力，变成公式便是:

$$Y = G\cos\theta \qquad Q = G\sin\theta$$

將这兩个公式相除可得

$$t_g\theta = \frac{\theta X}{y} = \frac{1}{K} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (3)$$

式中 θ 是下滑角，K是升力与阻力之比，称为升阻比或模型的空气动力特性。当K愈大时 $t_g\theta$ 便愈小，也就是下滑角愈小。所以使模型滑翔机用有利迎角飛行时，模型的升阻比便最大，这时的滑翔角便最小。用手投放时模型滑翔机滑翔的距离最远。不过这时由于滑翔速度还相当大所以模型的下沉速度不是最小。

要計算模型的下沉速度，首先要求出模型的滑翔速度。当下滑角不大时（6°左右），可以把 $\cos\theta$ 当作1，这样，便可以利用升力与重量相等的关系求出滑翔速度:

$$\because \quad y = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_y$$

$$又 \quad y = G\cos\theta \approx G$$

$$\therefore \quad \frac{1}{2}\rho V^2 SC_y = G$$

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_y}}$$

式中 V——滑翔速度（公尺/秒）；

G——模型重量（公斤）；

S——机翼面積（公尺^2）；

ρ——空气密度（一般可用$\frac{1}{8}$公斤秒^2/公尺^4）；

Cy——升力系数。

將ρ的数值代入得

$$V = 4\sqrt{\frac{(G/S)}{C_y}} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (4)$$

（G/S）称为翼荷重或翼載荷，單位是（公斤/公尺^2）。如果按一般習慣用（克/公寸^2）作單位的話，公式（4）应寫为

$$V = 1.26\sqrt{\frac{(G/S)}{C_y}} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (5)$$

当θ角不大时，$\sin\theta$与$t_g\theta$的数值相同，因此下滑角与升阻比的关系可变为

$$t_g\theta = \frac{1}{K} \approx \sin\theta$$

这样下沉速度便是：

$$V_y = V \cdot \sin\theta = V \cdot \frac{1}{K}$$

將V公式代入得

$$\boxed{V_y = \frac{1.26}{K}\sqrt{\frac{(G/S)}{C_y}}} \quad \cdots\cdots\cdots (6)$$

式中 Vy——下沉速度（公尺/秒）；

K——整架模型滑翔机的升阻比；

C_y——升力系数；

G/S——翼載荷（克/公寸²）。

如果知道自己的模型滑翔时的迎角，可查到机翼升力系数，算出該迎角的整架模型升阻比和翼載荷，那么模型滑翔机的下沉速度便可用公式（6）求得。

根据公式（6）可以看到，要設計一架下沉速度很小的模型可从三方面着手：1.减少翼載荷；2.增大模型的升阻比；3.增加模型滑翔时的升力系数。現在就从这三方面加以討論。

减少翼載荷——从公式（6）可看到，翼載荷愈小，模型的下沉速度也愈小。可是一般競賽規則都規定了最小的总升力面載荷。总升方面包括机翼及水平尾翼的面積在內。要想减少翼載荷惟一的方法是减少水平尾翼面積，而为了保証仍有足够的俯仰安定性，采用較長的机身以加大尾力臂（l_{ro}）（圖13）。小尾翼的模型滑翔机在气流平靜时滑翔性能是比較好的。可是它容易受不穩定气流的影响。尾翼翼弦太小，雷諾数小，效率也不高，容易波狀飛行。尾力臂过長

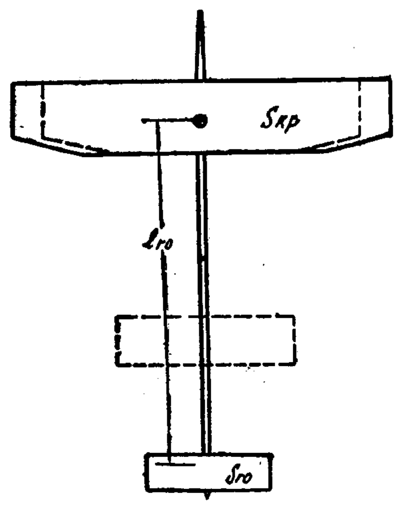


圖13　長尾力臂的模型

的模型“追降”性能也不好。当水平尾翼弹起進行追降时，容易發生波狀和翻筋斗現象以至摔坏模型。总的來說，用減少尾翼面積的方法來減少翼載荷以便达到減少下沉速度的目的受到很大的限制，所以作用不十分明確。

2.增大模型的升阻比——模型的升阻比与迎角有关。在小迎角时，增大迎角可增大升阻比，但到了一定迎角后，升阻比也到达最大值，这时迎角再增大升阻比反而減少。要設法增加的升阻比是指可能產生的最大升阻比。

升阻比就是升力与阻力的比值。模型的阻力愈小，升阻比愈大。在大迎角飛行时，整架模型的阻力約$^2/_3$以上是由于机翼產生的，只有$^1/_3$左右是由于机身、尾翼等產生。故要增大升阻比首先要設法減少机翼的阻力。机翼的阻力一般包括兩部分：一是誘導阻力；一是翼型阻力。減少这兩部分阻力所采用的方法是完全不同的。

从空气动力学的研究中可以知道，机翼誘導阻力系数可用下式求得：

$$C_{xi} = \frac{0.3\ell C_y^2}{\lambda} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots (7)$$

式中 C_{xi}——誘導阻力系数

C_y——升力系数

λ——机翼展弦比

从公式（7）可看到，要減少誘導阻力最好的办法是增加展弦比，把机翼作成又狹又長的形狀。現代的牽引模型机翼展弦比往往达到12或13以上。不过展弦比增加以后，机翼需要特別加强，否則容易折断，而且机翼面積是一定的，展

弦比愈大，翼弦便愈小，而翼弦太小时，会大大增加翼型阻力。

翼型阻力主要是与翼型形狀有关，同时又与模型飛行时机翼的雷諾数（Re）有关。翼型愈薄，翼型中弧綫弯曲度愈小，翼型阻力便愈小。所以对称翼型阻力最小。不过从升阻比增大的要求來看，翼型不宜用对称的，对称翼型升力系数不大。一般翼型中弧綫在6%—9%翼弦長，厚度3%—8%左右最好。

至于机翼的雷諾数可用下式求得：

$$Re = 690V \cdot b \quad \cdots\cdots\cdots\cdots (8)$$

式中　V——模型飛行速度（公尺/秒）

b——翼弦長度（公分）

从模型的空气动力学的研究可以知道雷諾数就是辨别机翼在飛行时受空气黏性作用影响大小的根据。雷諾数愈大，在机翼表面流过的气流可以產生乱流边界層，阻力也就愈小。相反的当雷諾数小到一定程度，譬如說30,000（相当于模型飛行速度很慢，而翼弦又很小），在机翼表面便只可能形成層流边界層，大迎角飛行时阻力較大。根据实际試驗的結果証明这些理論是正確的。而且从試驗中，不断减少雷諾数，測量机翼阻力时，往往可以發現翼型阻力系数突然增加的現象。这时候的雷諾数称为臨界雷諾数（$Re_{臨界}$）。当模型飛行时机翼的雷諾数小过臨界值，那么翼型的性能便很坏。各种不同翼型臨界雷諾数的数值都不大，如N—60翼型是68,000左右，其他較薄而弯的翼型可能少一些。設計模型时本來

应該使翼弦大到足以保証超过該翼型的臨界雷諾数才好，可惜的是对各种翼型的臨界雷諾数都不知道（很少这方面的試驗数据），所以沒法这样作。一般是根据翼型資料（可查閱“模型飛机的翼型”等書），选擇升阻比較大的翼型，同时尽量把翼弦長度加大一些。薄而弯的翼型臨界雷諾数較小，翼弦也可以小一些（如150公分），厚一些的翼型則要用大一些的翼弦（如汗斯汗申斯翼型翼弦最好在175公分以上）。

此外，要減少阻力，增大升阻比还必須注意机身及模型的其他各部分。只有尽量減少阻力才可能得到較大的升阻比，才能獲得良好的性能。机身断面不宜太大。机身、机翼、尾翼等互相連接部分要密合，不宜有縫，否則会產生很大的阻力。在模型的外面不要有多余的东西，露出外面的零件要尽量作成流綫型。

3.增大升力系数——模型在滑翔时升力系数愈大速度愈慢，所以大升力系数是很需要的。在升阻比相同时，具有較大升力系数的翼型較好，所以能在較大的迎角时不失速。產生升力系数較大（阻力系数也較大）的翼型比迎角不大时便失速、升力系数、阻力系数都較小的翼型好。薄而弯的翼型往往便是較好的翼型。同一个翼型在大雷諾数时相同迎角升力系数可以較大，因此翼弦長度增大是很有好处的。此外还可以用一些人工的方法增加升力系数，譬如擾流器便是很通用的方法。擾流器主要的目的是想使气流在模型的机翼表面產生乱流边界層，提高翼型的性能。

現在把常用的四种擾流器形式介紹如下：

（1） 張綫式：見圖14，在机翼前緣的前面張一条擾流

綫。这条擾流綫采用直徑一公厘左右的圓断面橡筋最好，采用1×1的方断面橡筋或具有彈性的尼龍綫也不錯。擾流綫距前緣的距离在10—12%翼弦長較好，范圍在机翼中弧綫的延長綫和机翼弦綫間的夾角內。一般來說，对于那些需要用較大迎角飛行的翼剖面，擾流綫应該裝得低一些；而对于那些需要用較小迎角飛行的翼剖面，擾流綫最好裝高一些。具体要求裝在什么地方随各架模型而变，要由試驗來决定。

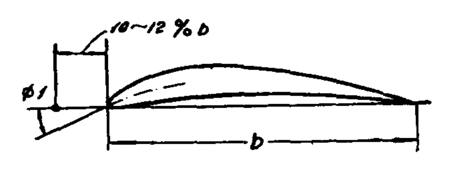


圖14 擾流綫的安裝

（2） 貼綫式，見圖15，在机翼前緣部分的上表面貼上綫或細的木条。綫的直徑約0.8—1公厘，細木条可以用1×1公厘。对于三級牽引模型的翼弦，綫貼在距前緣五公厘左右較好，也有些人貼得更后，到底在什么位置最好，需要經过試驗决定。

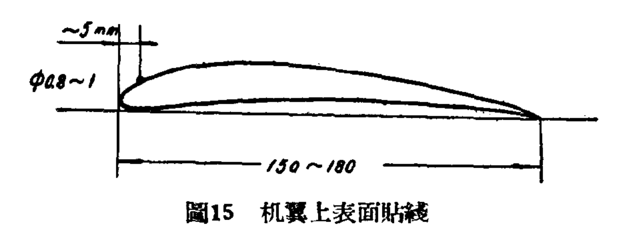


圖15 机翼上表面貼綫

（3） 机翼上表面的前緣部分貼細砂紙，或者粘些細的木屑。粗糙程度和貼的寬度应根据不同的模型作試驗（圖16）。

（4） 机翼前緣部分穿一排孔。穿孔可以在蒙紙上刷完臉布油后用針或鋼絲來進行。孔的直徑在0.9到1.1公厘之

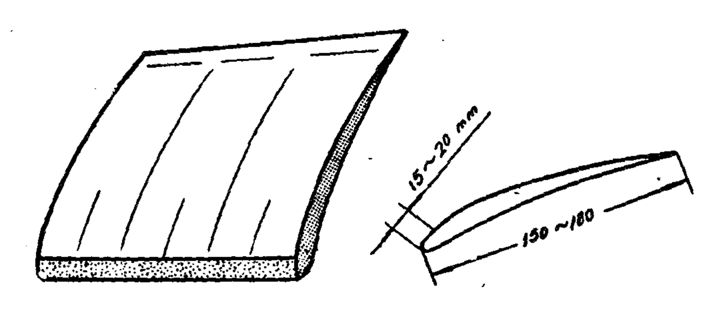


圖16　机翼粗糙的上表面

間，对三級牽引模型來說，孔与孔相距約25公厘，一般恰好是每个半翼筋及全翼筋之間穿一个孔，穿孔要求上下穿通，离开前緣的距离在15公厘左右。

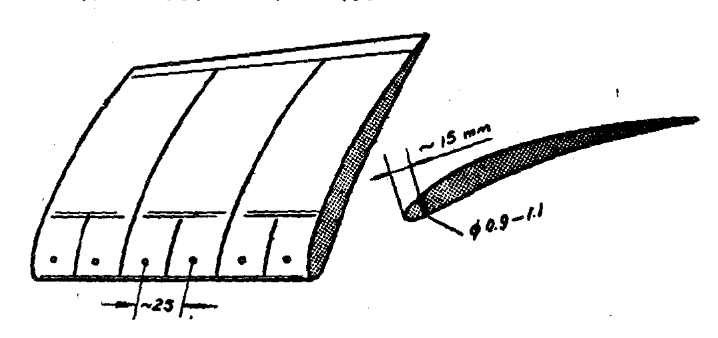


圖17　机翼前部穿孔

总之降低模型滑翔机的下沉速度的方法很多，需要仔細選擇及試驗才能得出最好的結果。

三　牽引模型滑翔机性能的估計

要想在設計模型滑翔机时便估計出它的性能來，最好根据下列步驟進行：（一）根据选用的翼型找出有关翼型的一

切数据來；（二）根据設計的机身等各部分大小及形狀估計出它們的阻力系数；（三）算出模型的最大升阻比或者在下沉速度最慢时的升阻比；（四）算出模型的滑翔速度及下沉速度。

計算性能所用的資料最好是利用真飛机試驗室的風洞試驗出來的数据或者在模型上試驗出來的数据。如果找不到直接的資料时，可以根据各种关于模型的書刊所發表的資料來進行。实在找不到的个别資料則根据理論演算估計。在这里我們主要是說一說如何根据書刊上所發表的資料和理論來估計模型滑翔机的性能。

第一步首先是找出所选用的翼型的数据。这些数据最好有：翼型阻力系数（C_{xo}）、升力系数曲綫和極綫等。如果找不到这些数据应根据形狀接近的翼型找出别的翼型的数据。譬如汗斯汗申斯翼型缺乏資料，可以在有关翼型的書上找到和这一翼型厚度近似的如 NACA 6412或MVA 301等的阻力系数，估計出它的最小阻力系数（C_{xo}）大約是0.023左右。

根据設計的机身形狀及最大的切面面積估計出机身的阻力系数來（查圖18中的表）。其他如垂直尾翼、水平尾翼等也都可以在表中查出。

必須注意的是，在表中查出的阻力系数是根据各物体的断面積或表面積計算出來的。在用來計算整架模型的最大升阻比前还必須变一变。計算的方法是：將各部分的断面積求出，乘上阻力系数，再用机翼面積除便得到可以和翼型阻力系数相加的各部分阻力系数。譬如用橢圓形机身，断面積是

名 称	形 狀	Cx
机 身	方 形 断 面	0.21
机 身	橢 圓 形 断 面	0.13
翼 台	一 般	0.35
尾 翼	用平面面積計算	0.021
鋼 絲	最大縱切面積	0.9

圖18　各种物体阻力系数

6平方公分，那么机身的阻力系数从表中查出是0.13，当机翼面積是26平方公寸，那么机身阻力系数可換算为（平方公寸要变为平方公分）：

$$\frac{0.13\times 6}{26\times 100}=0.0003$$

这种換算方法变成公式便是

$$C_{X总}=C_{XO}+\frac{S_1}{S}C_{X1}+\frac{S_2}{S}C_{X2}+\cdots \quad \cdots\cdots(9)$$

式中　$C_{x总}$——总力系数；

C_{xo}——翼型阻力系数；

C_{x1}，C_{x2}——各部分的阻力系数；

S_1，S_2——各部分的阻力系数所用的計算面積（如机身的最大断面積）；

S——机翼面積（公寸²）。

在計算各种面積时注意采用相同的單位，如平方公分或平方公寸都可以。

計算出总阻力系数以后如果知道翼型的極綫，那么整架模型滑翔机的極綫便可以很容易地求出。很可惜絕大部分翼型缺乏有关的資料，附有極綫資料的翼型只有几种，所以只能用一些理論計算的方法來估計整架模型的最大升阻比。然后根据此升阻比估計模型的性能。

整架模型滑翔机的升阻比应該是升力系数和阻力系数之比。其中阻力系数还应該包括誘導阻力系数（C_{xi}）。誘導阻力系数可根据升力系数（C_y）和机翼展弦比（λ）的大小算出（公式7）。但是問題是要求出整架模型的最大升阻比而不是随便那一个迎角的升阻比。从眞飛机的理論中知道，在最大升阻比时，誘導阻力应該等于总的廢阻力。根据这个关系可得到下式：

$$K_{max_1} = 0.8\sqrt{\frac{\lambda}{C_{x总}}} \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (10)$$

$$C_{y_1} = 1.77\sqrt{\lambda C_{x总}} \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (11)$$

式中 K_{max_1}——最大升阻比；

C_{y_1}——在K_{max_1}时的升力系数；

λ——机翼展弦比；

$C_{x总}$——总阻力系数（誘導阻力不在內）。

假設設計的模型滑翔机具有如下数据：重量450克翼面積26公寸^{2}展弦比12，水平尾翼5公寸^2，垂直尾翼1公寸^2，机身是橢圓断面，最大断面積0.09公寸^{2}翼型是 NACA 6412，阻力系数0.025。那么这个模型的最大升阻比估計如下：

从表中查出机身阻力系数0.13；尾翼0.021

$$C_{X总}=0.025+\frac{0.09}{26}\times0.13+\frac{5+1}{26}\times0.021$$

$$=0.025+0.0005+0.0049$$

$$=0.0304$$

如果估計各部分互相有干擾，阻力系数通常可加10%，即 $C_{X总}=0.0304+0.0030=0.0334$

代入公式　得 $Kmax_1=0.8\sqrt{\frac{12}{0.0334}}\doteq15$ #

模型的下滑角是θ，則

$$t_g\theta=\frac{1}{K}=\frac{1}{15}=0.0665$$

∴　从三角函数表查出 $\theta\doteq4°$

这时候的升力系数为

$$C_{y_1}=1.77\sqrt{12\times0.0334}=1.77\times0.63=1.12 \#$$

本來模型滑翔机在下沉速度最小时的迎角要比有利迎角大一点（經济迎角），即升阻比要比最大升阻比稍为小一些，而升力系数稍大一些。但由于缺乏准確資料，理論計算和实际情況有些出入，所以用最大升阻比計算性能反而和实际情况更接近。

現在知道升阻比 $Kmax_1$ 和当时的升力系数 Cy_1 后便可以用公式（5）（6）來算滑翔速度和下沉速度了。將一切已知数值代入得：

$$滑翔速度V = 1.26\sqrt{\frac{450/26}{1.12}} \doteq 5公尺/秒 \#$$

$$下沉速度 \quad Vy = \frac{V}{K} = \frac{5}{15} = 0.33公尺/秒 \#$$

計算的結果偏于好的方面，所以当牽引50公尺高度时模型的滑翔时間为

$$\frac{50}{0.33} = 150秒即2分30秒$$

这架举例用的模型滑翔机所达到的性能已相当于目前國际水平。

第三章　牽引模型滑翔机的安定性

模型滑翔机安定性的好坏与它的性能有直接关系。安定性良好是保証模型的性能能否充分發揮的必要条件。如果模型不能在擾乱的气流或陣风中飛行时，这架模型的实际性能就不好（室內模型例外），因为完全沒有风和沒有擾乱气流的天气是極少的。

飛机的安定性通常可分为俯仰安定性、橫側安定性、方向安定性和盤旋安定性四种。模型滑翔机的安定性也是这样。最后一种安定性其实就是方向安定性和橫側安定性互相影响的結果。对于模型滑翔机來說，俯仰安定性是用來保証模型能在調整好的迎角下滑翔，使下沉速度最慢，同时遇到上升气流时不会進入波狀飛行；盤旋安定性是用來保証模型能作

穩定的盤旋，不会盤旋下墜，也不会受风的影响一轉弯便掉高度。

以上所說的几种安定性通常称为靜安定性，也就是模型受到擾乱以后能自动恢复原來狀态的能力。不过，有自动恢复能力并不等于說模型便会眞正恢复到原來的正常狀态。用橡筋懸挂一个重物很容易說明这情况。当用手把重物向下拉使它离开原來平衡位置以后，只要一松手，重物立刻向原來位置移动。这就是說，它具有很好的靜安定性。但是，重物要眞正回到原來位置还必須經过很多次上下振动。因此可以說它的“动安定性”不好。动安定性就是指这种眞正能回到原來位置的能力。模型滑翔机的波狀飛行往往便是因为它的动安定性不好之故。波狀飛行是影响模型滑翔机性能能否充分發揮的一个最大敌人，所以設計模型滑翔机时也要把动安定性加以考慮。

一 俯仰安定性

模型滑翔机的俯仰安定性用兩个因素來衡量，一个是重心相对于翼弦的位置，一个是水平尾翼的大小和对重心的距离。只强調一个而不考慮另一个是不对的。其他影响俯仰安定性的因素还有很多，如翼型、尾翼翼型、展弦比等，不过这些因素作用不如前兩者明顯，設計时可以不予考慮。

重心位置对安定性有重要影响。当重心在平均翼弦的前緣到距前緣 $^1/_4$ 翼弦長之間时，模型是安定的（即使不用尾翼）。重心愈靠后安定性便愈差。重心在机翼后緣之后时，需要用很大的水平尾翼才能保証模型有足够的安定性。一般

來說重心最好在50%翼弦長到80%翼弦長之間。对于有这样范圍的重心位置的模型俯仰安定性可与尾翼相对大小及对重心相对距离而定。这就是模型的“俯仰安定系数”($A_{俯仰}$)。

$$A_{俯仰} = \frac{S_{尾} L_{尾}}{S_{翼} b} \quad \cdots\cdots (12)$$

式中 $S_{尾}$——水平尾翼面積(公寸^2);

$S_{翼}$——机翼面積(公寸^2);

$L_{尾}$——水平尾翼$1/4$翼弦处到重心距离(公分);

b——平均翼弦長(公分)。

現代的牽引模型滑翔机的 $A_{俯仰}$ 通常在0.8—1.1之間,俯仰安定系数可用來作为判断模型滑翔机俯仰安定性好坏的一个依据。这个系数太大并不合理想,因为这必然是过分增大尾翼面積或延長机身后部的結果。前者会使机翼面積減少(总升力面積是規定了的),影响滑翔性能,而后者有使机尾过重的危險。

調整好的模型滑翔机通常是在大迎角下飛行,机翼很容易失速,因此机翼与水平尾翼安裝角之差也是保証俯仰安定性的重要因素。机翼安裝角应大于水平尾翼安裝角。当模型受到上升气流擾乱或其他原因以致机翼失速时,水平尾翼尙未失速,仍然能够產生升力使机尾不向下掉。这样模型便会改为俯冲,增加速度,減少机翼迎角以致从俯冲中改出。这現象就是通常所說的波狀飛行。本來大家并不希望模型進入波狀飛行。但如果受外界影响以致机头抬起太多,机翼失速后,波狀飛行总比整架模型向下掉或尾巴向后退掉下來好。一般机翼尾翼安裝角差是4°—6°,根据不同重心位置及翼型

而定。但总应有这差角。

此外俯仰安定性的好坏对模型的波狀飛行有着最密切的关系。而影响俯仰安定性的两个因素中又以重心的位置起主要作用。如果机翼翼型选擇不好，在臨界迎角附近升力系数变化很突然，模型容易進入波狀飛行。但是，只要模型的重心位置不太后（60%以前），俯仰安定系数足够大（0.8以上），波狀飛行是可以大为减少的。發現模型有容易波狀飛行的缺点以后，設法使重心前移比加大尾力臂或尾翼面積等方法效果好得多。

模型的俯、仰、动安定性表現在万一進入波狀飛行后，須要經过几个波狀起伏才能改出。动安定性好的模型往往只需要一次便恢复正常。增加模型动安定性的方法是尽量使整架模型滑翔机的重量靠近重心。机身末端、尾翼等部分都应在保持足够强度条件下减少重量。由于目前还沒有簡單的方法來估計动安定性的好坏，所以在設計牽引模型滑翔机时只能經常考慮到重量集中問題并設法作到这一点。

二 横側安定性

使模型在傾斜以后自动恢复过來的特性叫横側安定性。保証模型横側安定性主要是依靠机翼的上反角。重心位置的高低及机翼后退角大小也影响到横側安定性。

上反角的作用只有在模型發生側滑时才產生。模型傾斜时，首先發生側滑，左右机翼的迎角不同，升力也就不同。由于左右升力不同便產生力矩使模型恢复过來。

可以这样來解釋：当模型受到外界擾乱發生傾斜时，开

力和重力的合力促使模型向内侧滑，左右机翼上的相对气流方向也不同了。从圖19上可以看到，具有上反角的机翼向下滑的那一面迎角增加，而另一半机翼迎角减少。由于左右机翼迎角不同而產生不同的升力，并且使模型自动从傾斜中恢复过來。

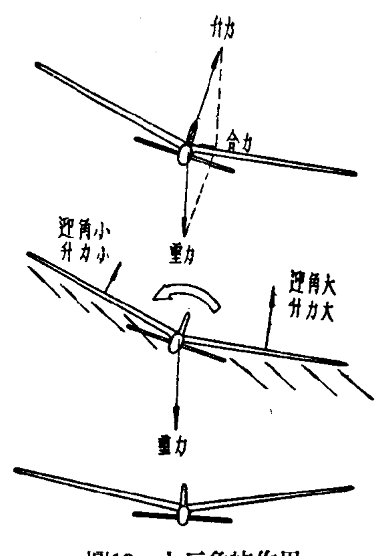


圖19 上反角的作用

牽引模型滑翔机可采用很多种不同形式的上反角。圖20是表示从模型正前方看各种不同上反角的形狀。在設計模型滑翔机时，可以从中选擇一种最合乎需要的。

現在來研究一下这些不同形式的上反角的特点。首先假設所有的机翼都是方形的，具有同样的翼展、面積、翼型和同样的翼尖上蹺高度，只是上反角的形式不同。

第一种形式称为海鷗式上反角。这种上反角可使模型具有优美的外形，所以往往为喜欢美观的模型愛好者所乐用。但是，从圖上可看到，这种形式的上反角，眞正起上反角作用的部分靠近机身，在側滑时，恢复力矩的力臂很短，因此恢复力矩不大。从上反角的作用效率來看，这种上反角最不好。

第二种單折的或叫V形上反角。由圖可知：恢复力可大

恢复力矩 $My=y\times L$

①$My=16\times250=4000$

②$My=26\times500=8000$

③$My=3\times250+10\times750=8250$

④$My=16\times750=12000$

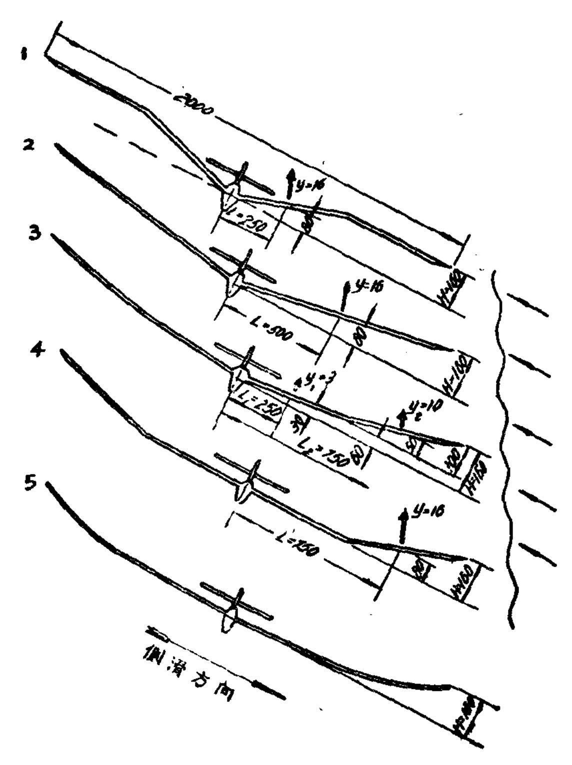


圖20　不同形式的机翼上反角

致認为作用在半个机翼的中段。

第三种三折形上反角。恢复力的大部分作用在翼尖部分，少部分作用于中間，这是因为中間部分的上蹺角度很小。

第四种双折形上反角。这种形式的机翼中間是平的，兩面翼尖轉折很大，恢复力完全作用于翼尖部分，由圖可知它的作用点离开机身軸綫最远，因而恢复力矩也最大，效果也最好。

圖的右上角表示这四种形式的上反角的恢复力矩的計算数据。十分明顯，第四种双折形上反角的恢复力矩要大得多，也就是它的横側安定性要好些。

第五种橢圓形上反角。由空气动力的观点來看这种上反角引起的損失最少，但是在实际制作中帶來的困难和麻煩也很大，因此極少有人采用。

一般來說上反角愈大，横側安定性愈好。但是上反角愈大，机翼的有效升力愈小（圖21）。此外，如果上反角过分

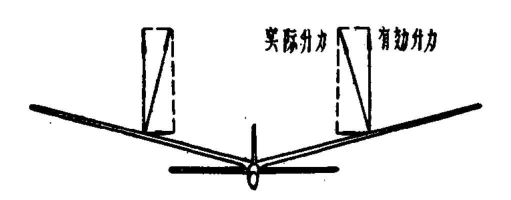


圖21　上反角減少有效升力

大，沒有和垂直尾翼大小配合好，模型会發生飄蕩現象。相反的如果上反角太小了，不但横側安定性不够，而且还会螺旋下降（这种現象在下節將談到）。

重心相对于机翼的位置低，模型的横側安定性即好。重心低，恢复力矩大（圖22），因此高單翼的牽引模型滑翔机可以采用較小的上反角。上單翼和中單翼就需要更大些的，而下單翼在牽引模型滑翔机中几乎沒有采用。

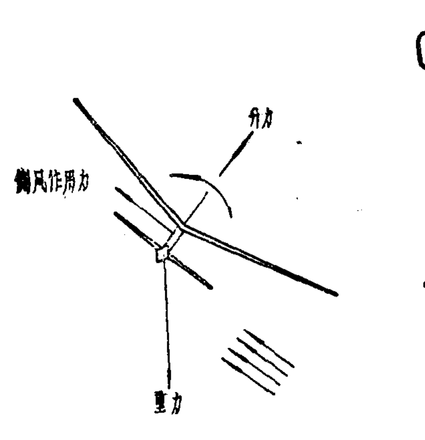




圖22　重心低横側安定性好

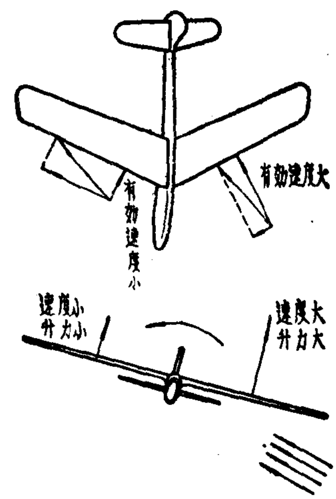


圖23　后退角对横側安定性的影响

最后要談的是：机翼的后退角也能增加横側安定性。当模型向一边傾斜而側滑时，迎面吹來的气流不但有前方來的速度，也有側方來的速度，結果相对气流的实际方向就偏了一个角度，如果把它分为兩个分速度：一个平行于机翼，另一个垂直于机翼。就可以看出垂直于机翼的气流有效速度二边不同，因而升力也不同。二边升力之差就会產生一个恢复力矩。而平行于机翼的气流分速度对升力之大小不起任何影响。普通每10°后退角相当于1°上反角的横側安定作用。用了后退角可以适当地减少上反角。对于模型而言后退角不宜大于15°，否則会影响机翼的效率，翼尖也容易失速而進入螺旋。

三　方向安定性

保証模型飛行方向不变的特性叫做方向安定性。模型主

要依靠垂直尾翼來保証模型的方向安定性。

牽引模型滑翔机的机身，如果从上往下看很象一个对称翼型，当模型滑翔机受到外界的擾乱改变机头方向时，气流与机身就会成一定的角度，这样在机身上也会產生一个迎力。模型的重心位置总是在这个側迎力作用点的后面，因而形成的力矩只会使机头更加偏轉。由此可見單独一个机身是方向不安定的（圖24）。

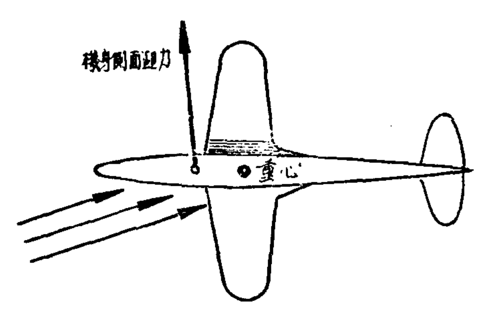


圖24　机身是方向不安定的

为了使模型具有方向安定性，就在机身尾部按上垂直尾翼。垂直尾翼的作用完全与水平尾翼的作用相似，当气流从傾斜方向吹來时，垂直尾翼將会產生迎力，由于垂直尾翼离重心很远，力臂很長，產生的安定力矩完全足以抵消机身的不安定力矩使机身回复到原來的飛行方向。

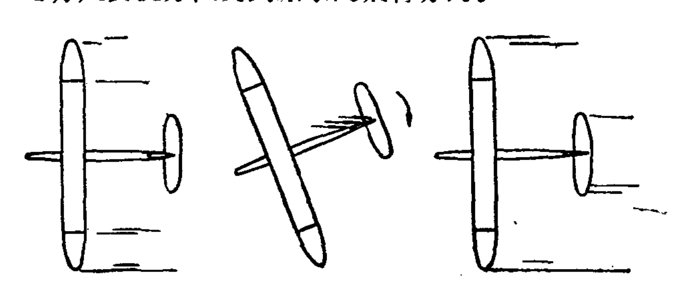


圖25　垂直尾翼的作用

重心位置愈前，所需垂直尾翼面積愈小。如果可能的話，重心位置在机身¼長以前，那么机身就会具有一定的方向安定性。

方向安定性可以用方向安定系数（$A_{方向}$）來衡量，它取决于垂直尾翼的面積（$S_{垂尾}$）、垂直尾翼离开重心的距离（$L_{垂尾}$）、S机翼面積和b平均翼弦。

$$A_{方向}=\frac{S_{垂尾}\cdot L_{垂尾}}{S_{翼}\cdot b} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots \quad (13)$$

对于牽引模型滑翔机而言，这一系数在0.1—0.18之間較好。也有人取得更大到0.3左右。只用方向安定系数來考慮方向安定性有很大缺点。它只考慮了垂直尾翼的作用，沒有把机身及上反角的側面投影对方向安定所起的作用估計進去，因而只用这一系数計算往往不易与其他的因素配合得好。幸而这一系数計算簡單也可作为参考。

四 盤旋安定性

牽引模型滑翔机应該作盤旋飛行。首先，作盤旋飛行的模型不易飛出視淺，这在競賽中十分重要。因为按照競賽規則在超出視綫以后不算时間，这样就吃虧了。而且盤旋飛行不容易丟失模型，这在競賽中同样重要，因为競賽規則規定每架模型要飛三次（或五次），飛丟了主要模型再飛备分模型总是不上算的。同时作盤旋飛行的模型容易碰到上升气流，也容易保持在上升气流之中，飛行时間可能大为增加。

在作盤旋飛行时，作用在模型上的力不可能正好互相抵消，因此不是一个平衡狀态。但如果是調整好的模型，它可

以作穩定的盤旋。盤旋时高度降低不多，圈子直徑也几乎不变，滑翔的速度也維持不变。

盤旋飛行时，飛行方向不断改变，而且模型必須傾斜。因为要使任何一个物体由直綫运动改变为曲綫运动，必須給以向心加速度，也就是說要有向心力作用在物体上。对于模型而言也是同样的。向心力的產生是由于模型傾斜的結果。盤旋飛行时可以把升力分成兩个分力，一个是垂直方向的分力，它支持模型与模型的重力相平衡。另一个是水平方向的分力，就是使模型不断改变方向作盤旋飛行的向心力。如果說模型飛行的速度不变，則盤旋时圈子愈小，向心力便要愈大，也就是模型要更加傾斜，以便升力有更大的一部分投影到水平方向去（圖26）。

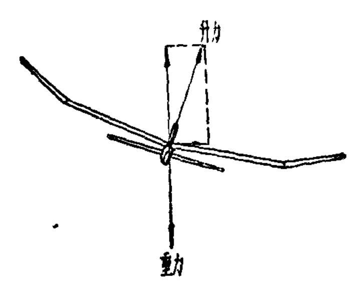


圖26　盤旋飛行时各力作用情况

由上面分析可以看出來，在盤旋时升力並不完全用來支持模型，而僅僅是升力的一部分——升力在垂直方向的分力支持重量。如果一架牽引模型已經在直綫飛行时調節好了，一旦作盤旋飛行必然会出現“头重”現象，將用較大的滑翔角飛行，它的下沉速度也將增加。因此在調整模型时必須使模型作轉弯飛行來調整机翼迎角和“头”的輕重。

在模型作盤旋飛行时，外边的机翼速度必然要比里边的机翼速度大（圖27），所以外边机翼的升力也將比里边机翼的升力大。这样，模型將受到更大的傾斜力矩而使模型傾斜

过甚。要糾正这一情况可以采取下列办法：一种是把前緣板向上，后緣板向下。这时由于里边机翼的迎角大于外边机翼的迎角，里边机翼的升力就增大了，產生了一个反抗力矩，反抗模型过分傾斜。另一种方法是將机翼斜裝在机身上（圖28），里边的机翼裝得向前一些，外边的机翼裝得稍向后一些，这样里边的机翼可產生較大的升力反抗模型的过度傾斜。

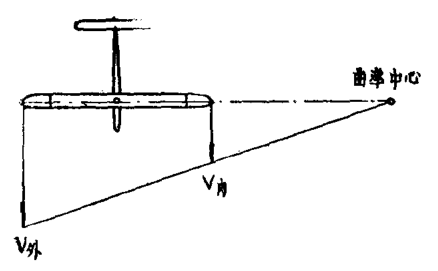


圖27　盤旋飛行时內外机翼速度之差

这兩种方法对于沒有自动轉弯舵的牽引模型來說是不好的，由于作了以上的改变，模型在牽引上升时就会向一边傾斜，而不能最大限度地利用牽引綫的長度。但是如果有自动轉弯舵，对于上升並无影响。这种裝置在后面將会談到。

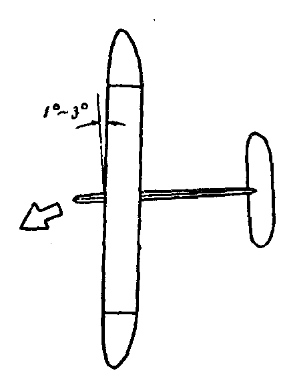


圖28　斜裝的机翼

另一方面，当模型在盤旋时，如果受到外界气流影响以至傾斜增加，也会对盤旋半徑起影响。譬如模型向左增大傾斜坡度，引起向左側滑，在側滑过程中，机翼上反角可產生恢复力矩使模型恢复过來。可是側滑时气流作用在垂直尾翼上也会使模型向側滑方向轉弯，即模型机头会向左偏。所以改

变模型的方向会引起傾斜，而模型的傾斜会引起方向的改变，这兩者是相互关連的。模型要能够作穩定的盤旋必須使方向改变（即盤旋半徑的大小）和模型傾斜程度互相配合好，而且在受到外界擾乱后要有能恢复原來狀态的能力。这种能力就是所謂盤旋安定性。

盤旋安定性与方向安定性及横側安定性是密切相关的，也就是說与垂直尾翼大小及机翼上反角大小密切相关。因此，就可得出垂直尾翼愈大，上反角愈大，盤旋安定性便会愈好的推論。但其实不是这样，上反角太大，机翼有效升力減少，阻力增加，而且模型可能左右擺动。很大的垂直尾翼除增加阻力外，还是造成模型盤旋下墜的原因。

譬如模型的上反角太小，垂直尾翼太大，只要受到一些側风的影响，模型便会改变方向使机头迎向风的方向（方向安定性太好）。但改变方向会促使飛机傾斜，傾斜以后模型会側滑。当上反角不够时，使模型从傾斜中改出的力矩不够，而側滑时的相对气流作用在很大的垂直尾面上使模型飛机継續轉弯，引起了傾側的加剧和速度的增長，結果模型盤旋下墜。

相反的如果上反角太大，垂直尾翼太小，这样模型从傾斜中改出时就会过于猛烈，而垂直尾翼不够大，不能使模型及时向側滑方向轉弯來減少这种过大的恢复力矩（向側滑方向轉弯就会加剧傾斜，抵消上反角从傾斜中產生的过大的恢复力矩）。模型从傾斜中改出后并不回复到原來狀态，反而向另一边傾斜，結果模型就左右飄蕩并不断損失高度。

盤旋安定的模型在作盤旋飛行时，只有不大的傾斜，下

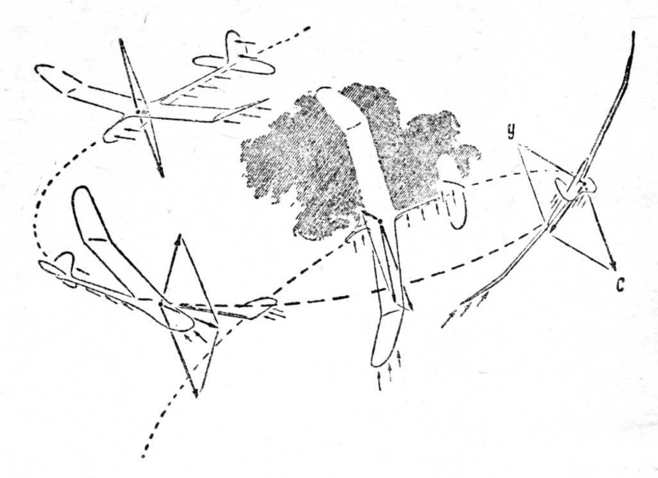


圖29　盤旋不安定的模型在盤旋时的飛行簡圖

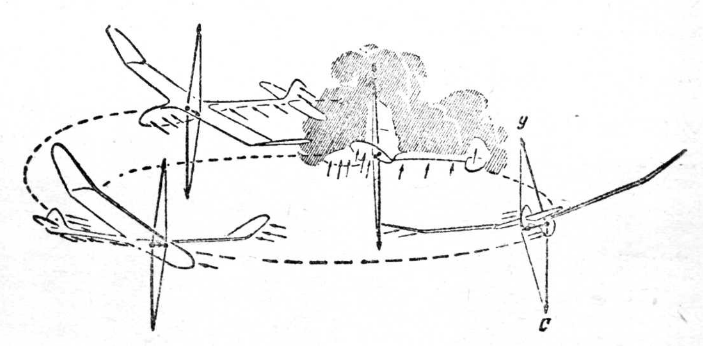


圖30　盤旋安定的模型在作盤旋时的飛行簡圖

沉速度也沒有什么增長。

盤旋安定性的大小可以用盤旋安定系数來表示。

$$K_{旋盤}=\frac{L}{a}\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots(14)$$

其中：L——机身長度（公厘）。

a——模型滑翔机側面投影面積中心到重心的距离（公厘）。

实驗指出如果这一数値小于5时，模型滑翔机就变得盤旋不安定。牽引模型的盤旋安定系数采用6—12。但应該注意不要把垂直尾翼減得太小來增大$K_{盤旋}$。足够大的方向安定性对于牽引上升十分重要。滿足盤旋安定性最合适的方法是減小机身在重心以后的側面積，以及采用可以產生升力的水平尾翼，这样模型就可以用較后的重心位置。由于重心位置較后，有很大一部分的机翼就位于重心的前面，这部分机翼的側面積，能有效的抵制側滑。或者說，因为重心的后移，側面積中心相对于重心的距离縮短了，就增加了盤旋安定性。

圖31的4架模型具有同样的机翼和方向安定系数。模型①机头太長，而且还在前面加了一塊“垂直面”，这样模型的方向安定性不够，但是盤旋安定性却非常好，轉弯时高度損失也最少。为要增加它的方向安定性可以

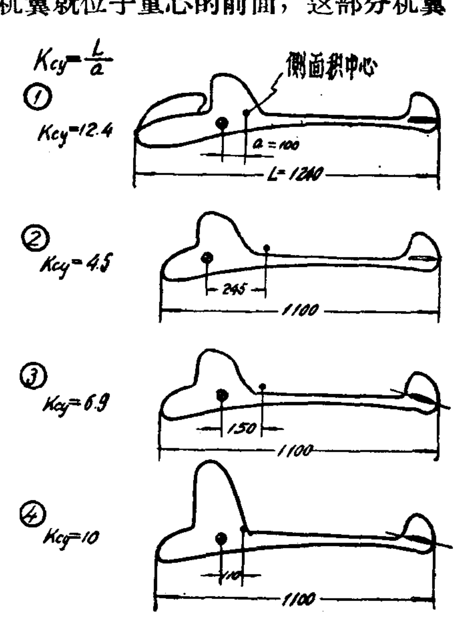


圖31 求盤旋安定性

减短机头或加大垂直尾面。模型②由于机头太短，重心前的侧面積太少，使得盤旋安定性不够，因而在盤旋飛行时高度損失很大，甚至会發生盤旋下降現象，在牽引上升时会左右搖擺不肯上去。改進的方法可以象模型①在头部装一“垂直面”，增大重心前面的面積；也可以减小垂直尾翼面積，或者把重心移后成为模型③。如果把模型③的上反角再加大，使机翼上蹺更甚，則就更顯著地增加了盤旋安定性。如圖中的模型④。我們在設計模型时可根据这些情况加以計算和考慮。

第四章　牽引模型滑翔机的設計

在設計以前，首先应該明確設計的目的和要求。有些模型要求飛行时間長，而有些要求飛行速度大，和飛得高、飛行距离远等等。通常牽引模型滑翔机是競賽留空时間的，希望飛得愈久愈好。因此，在設計时必須把这一目的和要求貫穿到全部設計过程中去。

在設計时，必須根据牽引模型的特点和要求，应用已有的知識和經驗作全面細緻的考慮。

在考慮时要分清主要和次要。那些地方必須嚴格地多方面地再三地考慮，不能馬虎，如选擇翼型及决定結構形式；但有些地方就不必太考究。例如垂直尾翼选用什么样的形狀，完全可以根据个人的喜爱，只要根据一般的經驗，不超出一定的范圍就可以了。

此外，在設計前必須收集有关規則及資料以便作为設計的依据。譬如，競賽規則，各种优秀牽引模型的圖样数据，模型飛机的翼型資料、材料数据等。收集到的資料愈多，設計便愈容易，設計出來的模型也可能愈好。設計模型所用的最原始数字应根据競賽規則而定（如翼載荷用12克/公寸^{2}或8克/公寸^{2}等），使設計出來的模型不超出規定的范圍。

設計一架模型通常按照下列步驟進行：

（1）先决定模型的类型（如普通式、鴨型或飛翼）、尺寸大小、各部分比例，然后决定机翼、尾翼及机身的形狀、关系位置等。这些設計的依据是空气动力学的理論，称为空气动力設計。又因这种計算已經把整架模型的外形决定下來，所以也称为外形設計。这一步驟完畢后，应能够画出模型的三面圖，翼型、机身断面形等。机翼和尾翼安裝角，机翼上反角及重心位置都应初步明確。

（2）根据外形設計的結果估計模型的性能和安定性。如果一切滿意，那便可以再進行下一步設計，否則应將不合要求的地方重新進行計算和修改。如發現俯仰安定性不够，便应加大尾力臂或使重心向前移（有时这样一改几乎等于重头來，一切得重新决定）。

（3）当外形設計校对完畢便可以進行結構設計了。將机身、机翼及尾翼的結構形式考慮淸楚，然后估計所用材料的种类及大小。譬如机翼的主梁，可以用松木也可用桐木，而且大小也可以有很多变化和选擇。

（4）結構設計完畢，一般不能用計算方法校对模型，只好通过制作來决定是否合适。好的模型往往是經过反复制

造和修改多架而成的。千万不要每次設計一架完全不同的，下次又重头另搞一架。这样模型便很难改良和提高。同一类型的模型应該通过制作、試飛發現問題，然后重新修改制作相似的第二、第三架。

下面我們來談談具体設計的方法。

一 外型設計

这本書只准备研究普通型式的模型滑翔机，所以在設計时第一步工作就是要確定模型的外形，確定各个部件的形狀和尺寸，以及它們之間相互位置等关系。这是一个重要的步驟。

（一）確定和分配总升力面積

这里指的总升力面積是机翼和水平尾翼的水平投影面積。確定模型的总升力面積时，应該符合航空模型競賽規則所規定的要求。不符合規定的模型不能参加競賽，創造的紀錄也不会被承認。这样总升力面積是規定的。不过可以使模型接近規定范圍的最大極限。总升力面積大了。就有可能加大翼弦，提高机翼的雷諾数。模型的空气动力性能也將会好些。

总升力面積包括机翼和水平尾翼的投影面積，因此必須作合理的分配。如果机翼的面積分配得大，則机翼的翼弦可以增大。当翼弦增大到一定大小以后，如果已經可以保証机翼有足够的雷諾数，那就可以增大展弦比減少誘導阻力。同时机翼面積大了，机翼的翼載荷就小了。因而增大机翼的面積都会使模型的下沉速度降低，增長飛行时間。

但是，如果尾翼太小則俯仰安定系数就会减小，俯仰安定性也沒有足够的保証。虽然可以用增長尾力臂的办法來解决，但加大尾力臂会引起机身加重等其他后果。只要能保証足够的俯仰安定性，尽量加大机翼面積，减小水平尾翼面積就可以解决上面所說的矛盾。現在的牽引模型的水平尾翼面積比較小，一般約占机翼面積的15—25%，用得比較多的范圍在18—23%左右。当確定了水平尾翼占机翼面積的百分比之后（因現在还沒計算安定性），可以根据下式把机翼和水平尾翼的面積計算出來。

$$S_{翼}=\frac{S_{总}}{1+x}\cdots\cdots(15)\quad S_{尾}=S_{总}-S_{翼}\cdots\cdots(16)$$

其中：$S_{翼}$——机翼面積（公寸²）；

$S_{总}$——总升力面積（公寸²）；

x——水平尾翼占机翼面積的百分数；

$S_{尾}$——水平尾翼面積（公寸²）。

例如：选定三級牽引模型的总升力面積为34平方公寸，水平尾翼是机翼面積的20%，則机翼面積是：

$$S_{翼}=\frac{34}{1+0.20}=28.3\ (公寸^2)$$

水平尾翼面積就是：$S_{尾}=34-28.3=5.7$（公寸²）。

这兩个数字在以后的設計中还会改变，因为在选定了翼弦及展弦比、翼尖形狀等以后，不会那么湊巧正好是这数值，但应尽可能与这兩个数字接近以保持这样的一个面積分配比例。

（二）設計机翼

設計机翼可以按这样的次序進行：

（1）选擇机翼的平面形狀。

机翼的平面形狀最普通的有三种：長方形、梯形和橢圓形。从誘導阻力的观点來看，橢圓形机翼的誘導阻力最小，梯形还算接近橢圓形，因而誘導阻力不算大，長方形的机翼就比較大了。圖32表示各种形狀机翼的升力分布情况，假設

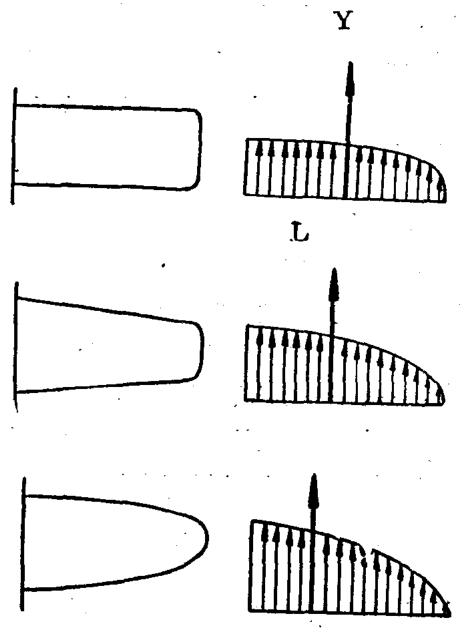
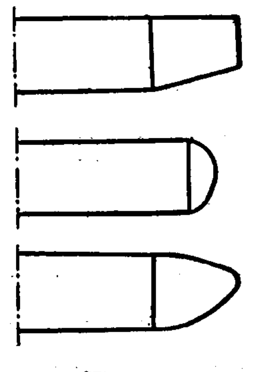


圖32 各种机翼的升力分佈和弯曲力矩

把所有的升力集中在一点上，則升力Y乘力臂L（升力作用点离翼根的距离）就是翼根所受的弯曲力距。長方形机翼的升力分布比較均匀，合力的作用点靠近中間，梯形和橢圓形則因为里面的面積大，因而升力分布也是里面大，外面小，合力的作用点比較靠里。因此虽然是同样的机翼面積，同样的

升力大小，由于力臂L的不同，長方形机翼翼根所受的弯曲力矩要比梯形大，比椭圓形更大。

但是制作椭圓形机翼的麻煩很多，如翼肋个个不同、前后緣是曲綫、蒙紙也不容易，因而采用的人不多。梯形机翼不僅是翼肋不同会增加些麻煩，而且失速时首先是由翼尖开始。由于在翼尖發生失速現象，力臂很大，使模型傾側的力矩也很大，容易造成螺旋下降。長方形机翼制作起來最方便，失速是由翼根开始，也較安全，因此現在采用長方形机翼的占多数。为了减小長方形机翼的誘導阻力，很多人都喜欢在長方形机翼的翼尖部分采用梯形（一般是前掠的）或由兩条椭圓曲綫合成的形狀。这样可以改善机翼的空气动力性能（圖33）。


圖 33

(2)翼展、翼弦、展弦比的確定。

这一步工作的進行应該是首先確定机翼的翼弦，保証机翼在比較大的臨界雷諾数的范圍內工作。然后根据前面已經確定了的机翼面積和翼尖形狀算出可以獲得多大的翼展，再計算机翼的展弦比。如果所得展弦比不能令人滿意，可以再适当的改变翼弦，算出展弦比。

首先來决定翼弦的大小。很多文章已經談过机翼雷諾数对于下沉速度的重大影响，因而必須在这方面加以考慮。牽引模型的速度变化不大，大部分在4—5公尺/秒 。因此翼弦的大小对雷諾数具有决定的意义。翼弦愈大，机翼雷諾数愈

大。如果已知某一翼型的臨界雷諾数就好办了❶。例如說有一薄翼型的臨界雷諾数为40,000，滑翔速度为4公尺/秒，則可以求出要多大翼弦才能使机翼 Re 超过臨界雷諾数，这时的翼弦叫臨界翼弦。

$$b_{翼}=\frac{Re_{翼}}{690 \cdot V} \quad \cdots\cdots (17)$$

其中：$b_{翼}$——臨界翼弦（公分）

$Re_{翼}$——臨界雷諾数

V——飛行速度（公尺/秒）

將数据代入就得 $b_{翼}=\frac{40,000}{690\times4}=14.5$（公分）

就是說，当翼弦超过14.5公分时，就超过了臨界雷諾数。应該使翼弦超过臨界翼弦。一般二、三級牽引模型的翼弦在150—180公厘間較好。有时为了爭取較大的翼弦不得不采用較小的展弦比。

翼弦確定后，就可以根据翼尖的形狀算出翼尖部分面積。然后从整个机翼面積中减去这兩塊翼尖的面積，就獲得中間長方形的面積，被翼弦除就得到長方形部分的長度，加上了兩个翼尖長，就是整个机翼的翼展。

任何形狀的机翼展弦比可以用下式求得

$$\lambda=\frac{l^2}{S} \quad (l\text{——翼展，}S\text{——机翼面積})$$

一般牽引模型的展弦比在8—13之間。薄翼型的臨界雷

---

❶ 現代模型所用翼型的臨界Re都还沒有实驗数据。一般只能估計为40,000—60,000左右。

諾数較低，可以采用大一些的展弦比如12—13，較厚的翼型則采用 8—10 ，那些中等厚度的翼弦可酌量选取中間的数值。在考慮决定展弦比时不但首先要滿足翼弦的要求，还要注意翼型的厚度，必須保証机翼有足够的强度。因为展弦比愈大，机翼所受弯曲力矩也愈大，同时也容易扭轉变形。所以很薄的翼型也不宜用太大的展弦比。

若首先肯定了机翼面積和展弦比时，也能求出翼展和翼弦來。

$$翼弦\ b=\sqrt{\frac{S}{\lambda}} \qquad 翼展\ \ell=\sqrt{\frac{\lambda}{S}}$$

下面附帶講一下梯形及橢圓形面積的求法和画法。梯形面積等于:

$$S=\frac{\ell}{2}(b_1+b_2)$$

橢圓形面積等于:

$S=\pi ab$（其中a長軸，b 短軸）

在牽引模型上采用兩个四分之一橢圓曲綫拼起來的翼尖形狀，計算面積时 $S=\frac{\pi}{4}ab$ 就行了。但是a与b的長度是随各种形狀而变的（圖34）。对于其他复雜的形狀可以画在方格紙上，数方格來决定或者到物理試驗

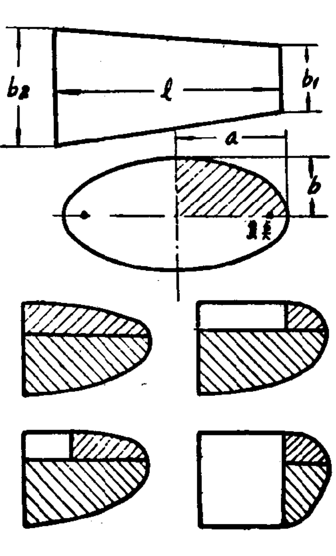


圖 34

室借用求積仪來求面積。

要画橢圓曲綫最好的方法是使用橢圓規，若沒有时，可以用其他方法画出相当准確的橢圓曲綫如圖35所示。

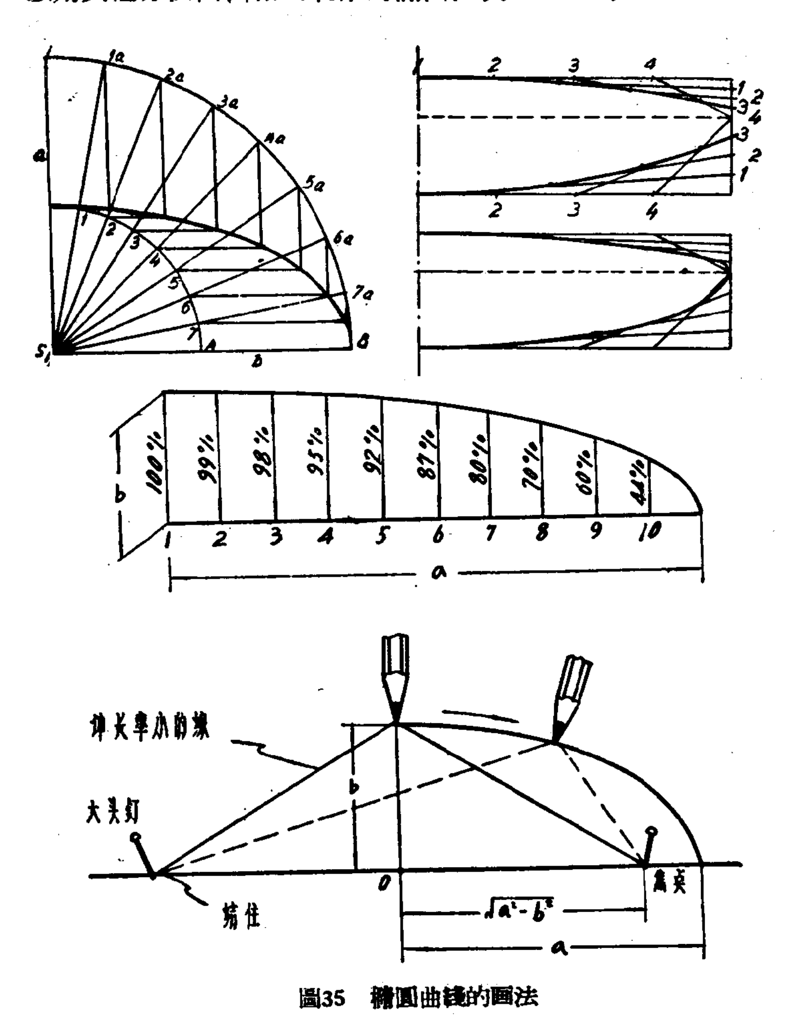


圖35 橢圓曲綫的画法

（3）確定上反角。

上反角是机翼上蹺的角度。嚴格地說，上反角的大小是机翼翼弦平面与通过翼根弦并垂直于机身对称面的平面所夾的角度。一般可以認为就是前緣与横軸的夾角。

上反角用來保証横側安定性，上反角愈大作用也愈大。而另一方面上反角又將減小机翼的有效升力。还有很重要的一点是上反角要与垂直尾翼配合。上反角过大垂直尾翼过小模型搖擺，大迎角时机翼上的气流也容易分离；上反角过小垂直尾翼过大会引起螺旋。上反角的形式很多（圖36）。一般牽引模型机翼尖端的上蹺高度在0.05—0.1翼展較合适。

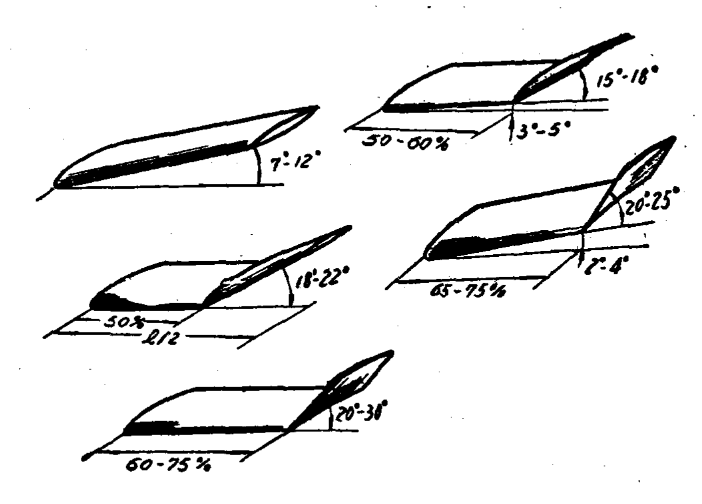


圖36　牽引模型滑翔机中常用的几种上反角

（4）选擇机翼翼型。

翼型对于牽引模型有着重大意义，应該愼重选擇。通常翼型并不是由自已設計的，而是在已有的翼型資料中挑选。因

为設計一个翼型要具备这方面的專門知識，并且作精密、系統的实験，这对于一般的航空模型爱好者來說恐怕不易做到。

选擇翼型时主要根据它的空气动力性能來考慮。要选升力系数較大，阻力系数較小的。由于功率因数$\frac{C_y^{3/2}}{C_x}$愈大，模型的下沉速度愈小，所以选擇时应特別注意每个翼型的最大功率因数。

在选擇翼型时还要注意雷諾数的問題，薄的翼型臨界雷諾数較低，容易獲得乱流边界層，这样可以减少阻力，增加升力，并且可能采用較小的翼弦，增大机翼的展弦比。一般翼型資料中所注明的都是該翼型在試験时的雷諾数（例如Re=42,000），应該先把机翼的雷諾数算出來，再和翼型資料中注明的雷諾数比較看是否符合，只有雷諾数相同或接近时才可以应用这些資料，一般牽引模型的雷諾数在40,000—80,000之間，所以要参看翼型的性能極綫資料最好是在雷諾数100,000以下試験而來的，在太大雷諾数下試験得來的曲綫对設計牽引模型來說沒什么用处。

不同的展弦比，其誘導阻力也不同。而一般試験时的展弦比不会与設計的机翼相一致，所以应根据已决定的展弦比來修正机翼的性能曲綫。在修正了以后才可以根据它來計算和比較。

机翼压力中心的移动將影响到模型的安定性。压力中心在迎角变化时移动得愈少，安定性也就愈好。压在中心的位置以翼弦的百分数來表示。可以在机翼性能曲綫中关于压力

中心移动的曲綫上查出。在很多机翼的性能曲綫中沒有压力中心移动的曲綫，只有对于机翼空气动力中心的力矩系数（Cmo）曲数，这个力矩系数愈大，就表明压力中心移动愈大；力矩系数愈小表明压力中心移动愈少，安定性也就愈好。但是应該注意的是：牵引模型机翼压力中心的移动大小不是选擇翼型的主要条件，因为机翼虽然不安定，但是有水平尾翼保証俯仰安定性。因此可以用加大水平尾翼面積或加長尾力臂等方法來增加模型的安定性。

此外还可以由翼型的極綫上看出該翼型是否易于調整，或者是否适合于在不平静天气中飛行。从原点向極綫作切綫，如果極綫在切点附近曲率較小，也就是相切得越"長"，則越容易調整到所需的迎角下進行飛行，同时这个翼型用于不平静天气的飛行中也是較为穩定的。

最后在选擇翼型时要考慮到机翼的强度。也就是应該注意到翼型的厚度。不要选擇太薄的翼型用在大翼展的模型上。一般三級牵引模型采用厚度为6—8%翼弦的翼型較好，但最多也不要超过10%，除非是一些特殊的翼型。二級牵引模型可以用更薄一些的翼型，如5%。但再薄就嫌强度不够了。牵引模型翼型的中弧綫曲度不能象鳥类翅膀那么弯，因为鳥的翅膀供了前進以外，还作垂直于前進方向的扑动，所以鳥的翼型要凹一些。一般采用中弧綫最高在5—8%翼弦最好。

适合于牵引模型的較好的翼型，有：Gö—417，Gö—417A，Gö—517，MVA—123，MVA—301，MVA—301—7.5%，Б—5456，Б—6306，Б—6358，Б—8306，Б—8356，

NACA25—1.00—10，H—7327，S. I. 53507，Hans Hansens（漢斯漢申斯），Davis—Ⅰ（戴維斯），Купфер（庫柏菲尔），O.Czεpз（斯齐柏）等。詳細的翼型資料可在“模型飛机的翼型”書或其他有关資料中找到。

(5)確定机翼的安裝角和安裝位置。

机翼的安裝角是机翼翼弦与机身基准綫的夾角。安裝角的大小决定机翼和机身在飛行时的迎角差。正安裝角使飛行时机身的迎角比机翼小，机身用最小阻力的迎角飛行是最合乎理想的，一般机翼的經济迎角在8—10°左右，而通常采用的机翼安裝角在2—6°之間。經济迎角較大的翼型应該用較大的安裝角。

采用度数來表示安裝角在制作时也不完全方便，因此可把角度变換成对应的前緣高度，如圖37所示。

圖 37

这一高度等于翼弦乘上安裝角的正切。

$h = bt_g\alpha$　　令 b=100公厘

α	0. °	1°	1.5°	2°	2.5°	3°	3.5°	4°	4.5°	5°
h	0.9	1.7	2.6	3.5	4.4	5.2	6.1	7.0	7.9	8.7
α	5.5°	6°	6.5°	7°	7.5°	8°	8.5°	9°	9.5°	10°
h	9.6	10.5	11.4	12.2	13.1	14.0	14.9	15.8	16.7	17.6

牽引模型都采用單翼式。單翼的形式有：下單翼、中單

翼、上單翼、高單翼（圖 38）。由于机翼愈高，重心的位置就相对地愈低，安定性也就愈好。所以一般牽引模型都采用上單翼和高單翼，很少采用中單翼，且根本不用下單翼。

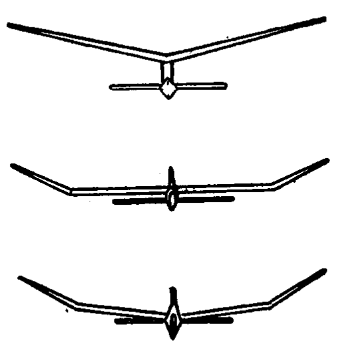


圖38 机翼的安裝位置

高單翼安定性好，上反角可以适当减少，而且机翼在上面，与机身干擾而產生的阻力就小了。但是为了安裝高單翼必須在机身上做一个翼台，这不但要增加阻力，还会增加机身的重量与制作上的困难。上單翼在安定性方面稍差于高單翼，但它用不着翼台，这样阻力小制作也省事，因而采用得較为廣泛。另外也有采用中單翼的，可以使阻力减到很小。但为了保証模型有足够的安定性，机翼的上反角应該作适当的加大。

（三）設計尾翼

尾翼包括水平尾翼及垂直尾翼兩部分，設計时可以按照下列程序進行:

(1)选擇尾翼的形式，參看圖39。

圖中A是一种最普通的形式，采用得相当廣泛。这种形式要做成可裝拆的水平尾翼就比較麻煩了，因为垂直尾翼必須連在水平尾翼上。圖中Б是高水平尾翼的尾翼形式。高置的水平尾翼可以离开机翼后面的渦流和下洗气流区域，使水平尾翼在比較穩定的气流中工作，这样可以發揮水平尾翼的最

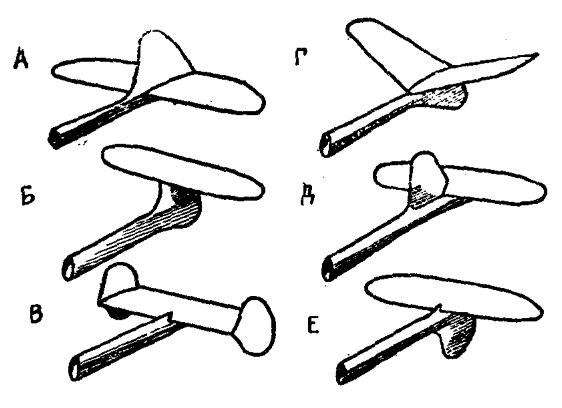


圖39　尾翼的形式

大效率，但由于水平尾翼按装在垂直尾翼上，垂直尾翼受力較大，容易損坏，需加强垂直尾翼的結構，模型尾部的重量就要因此而增加。圖中B是一种双垂直尾翼形式的尾翼，垂直尾翼分成兩部分安装在水平尾翼的兩端，这样可以大大減小水平尾翼的翼尖渦流而提高水平尾翼的效率，俯仰安定性因而獲得改進。但是这种尾翼的垂直尾翼效率較低.水平尾翼因兩端有垂直尾翼受力較大，应注意加强。圖中Г是"V"形尾翼。它的水平投影面積起着水平尾翼的作用，垂直投影面積起着垂直尾翼的作用，根据这种关系，就能决定它的实际面積和上蹺角度。这种尾翼的缺点在于調整困难，每一个調整都会同时影响到俯仰和方向兩方面的平衡，采用不甚廣泛。有些人为了減少尾翼的上蹺角度，在机身下面加一片作为垂直尾翼，这样做的結果可以使模型在牽引时容易作直綫上升。圖中Д的尾翼形式在現代的牽引模型上被廣泛的采用着。这种尾翼的水平尾翼放在垂直尾翼的后面，装拆方便，

要改变尾翼安装角及采用定时迫降装置也較方便。垂直尾翼放在水平尾翼的前面，可以减少相互的干擾。一般采用这种尾翼时在机身下部也装一个小垂直尾翼，一方面可以作尾撬，另方面机身下部的垂直尾面將有利于牽引上升。圖中 E 的尾翼形式僅是把A形式的垂直尾翼全部搬到底下來，这样作有利于牽引，并且可以使整个模型的側面積中心降低。但是这种垂直尾翼在着陸时要碰地，应注意作适当的加强以免損坏。

（2）確定水平尾翼的平面形狀。

水平尾翼的面積在前面已經確定了，它的平面形狀一般采用：長方形、梯形，也有采用橢圓形或其他更为复雜的形式（参看圖40所示）。長方形的兩端加圓弧或橢圓曲綫。

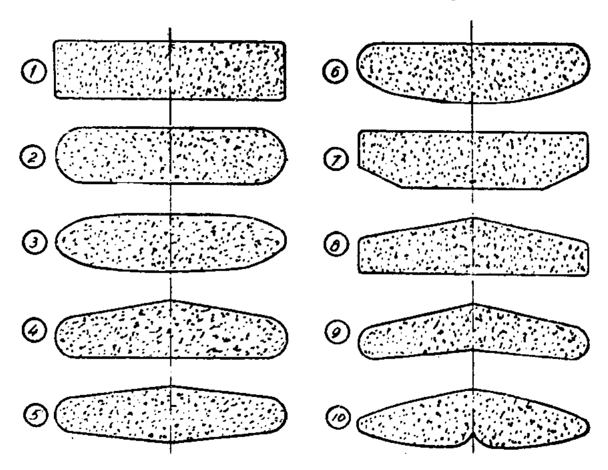


圖40　水平尾翼的平面形狀

（3）水平尾翼翼弦、翼展和展弦比的决定。

为了提高水平尾翼的效率，翼弦不能用得太小，因为翼

弦小了水平尾翼的雷諾数就减低，一般三級牽引模型上采用100—120公厘的翼弦長度較合适。另外水平尾翼面積較小，飛行时迎角也小，因而所產生的升力不大。也就是說上下压强差較小，誘導阻力本來就不大，所以沒有必要采用大的展弦比來减少誘導阻力。相反的，如果增大了展弦比会减小翼弦，降低水平尾翼的效率，增加結構上和制作上的麻煩。牽引模型水平尾翼的展弦比为4—7之間。在决定了水平尾翼的面積、平面形狀、翼弦等以后，就可以很容易地算出水平尾翼的翼展來。

（4）选擇水平尾翼的翼型。

比較理想的水平尾翼翼型是：压力中心在迎角改变时移动要少；每度迎角的升力系数变化大；最大升力系数大和阻力系数小。这样的翼型調整起來方便，所起俯仰安定作用更为明顯。以往采用的7—9%相对厚度的对称翼型，压力中心不移动，阻力系数小，但由于它升力系数也小，在現代的牽引模型上已不再采用。为了增長飛行时間，应該利用水平尾翼的升力，为此可以把重心稍为移后，为了保証机翼尾翼間有合适的迎角差，采用平凸或凹凸翼型較为理想，虽然它們的压力中心移动要大些，但每度迎角变化时引起的升力系数变化較大，安定性仍然很好。水平尾翼应选擇凹凸型但弯度不大的翼型。相对厚度6—7%，最大也不要超过8%（圖41）。

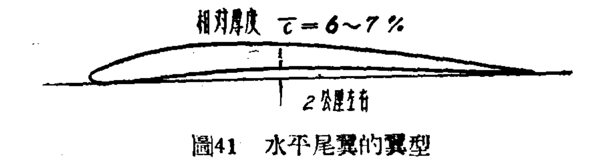


圖41　水平尾翼的翼型

(5) 確定水平尾翼的安裝角。

通常水平尾翼是处于机翼的下洗气流范圍中，这样就減小了水平尾翼的迎角。气流的下洗角可以按下面的公式求出其近似值。

$$\varepsilon=36.5\frac{C_y}{\lambda} \quad \cdots\cdots (18)$$

其中：ε——气流下洗角

C_y——迎角为α时的机翼升力系数

λ——机翼展弦比

例如机翼迎角为 10°，升力系数为 1.0，机翼展弦比为 10，求得下洗角$\varepsilon=3.7°$。

如果机翼和水平尾翼的安裝角一样，这时安裝角之差为零，但在飛行时机翼与水平尾翼迎角的差就等于下洗角。

为了使模型能够适合于不平穩的天气中飛行，机翼和水平尾翼安裝角差应保持一定的大小，一般采用 3°—6° 为合适。当模型抬头而使机翼失速时，水平尾翼还沒有达到失速角，还能有升力，產生低头的恢复力矩。机翼、水平尾翼安裝角之差，应由俯仰平衡条件來決定，重心靠后时安裝角之差要小；重心靠前时安裝角之差要大。

一般牽引模型的水平尾翼安裝角在 -2°—+1°之間，如果不能达到这范圍，可以改变机翼安裝角及重心位置，务必注意的是：机翼与水平尾翼保持一定的安裝角差时应爭取机身的最小阻力軸綫与滑翔路綫相一致。

(6) 確定垂直尾翼面積和形狀。

垂直尾翼起方向安定的作用。垂直尾翼面積大，方向安

定性好。但如垂直尾翼太大，不但增加重量和阻力；而且会促使模型盤旋下墜。

現代的牵引模型大多数采用中等長度的尾力臂、很細的机身，因此側面積变小了，这样垂直尾翼的面積就要减少。一般的垂直尾翼面積在机翼面積的3—6%之間。当初步决定了垂直尾翼面積后要進行安定性的計算（方向和盤旋安定性），由此來最后確定垂直尾翼的大小。

垂直尾翼的平面形狀可以根据各人的喜愛來决定，不必过分强求一致。圖42所示的几种平面形狀僅供参考。

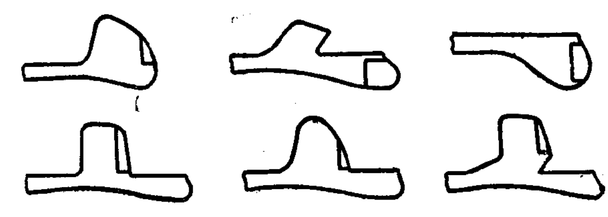


圖42　垂直尾翼的几种形狀

（7）垂直尾翼的翼型和位置的决定。

垂直尾翼的翼型一般都采用对称翼型，相对厚度不超过8%，也有采用平板翼型的，僅僅是把前緣磨圓，后緣磨尖。

垂直尾翼以安裝在水平尾翼前面的机身上較为有利。固定的垂直尾面可以使模型的方向性比較穩定，也便于安裝自动轉弯舵。垂直尾翼可以全部放在机身上面，在轉弯發生側滑时高的垂直尾翼可以防止模型的过分傾斜；垂直尾翼也可以全部放在机身下面，在牵引上升时垂直尾翼的效率較高，可以保証模型直綫上升。对于那些長尾力臂的模型，可以采用适当大小的垂直尾翼，放在机身的中段，而不与水平尾翼靠在一起，可以獲得合适的方向安定性和盤旋安定性。

（四）設計机身

（1）確定重心位置。

重心的前后位置和模型的俯仰安定性有着重大关系。重心在空气动力中心（約在25%翼弦的地方）之前时，机翼是安定的；在距前緣25%翼弦的地方时，机翼是中性安定的；重心在空气动力中心之后时，机翼本身是不安定的。一般模型的重心总是靠后，俯仰安定全依靠水平尾翼來起作用。从安定性的观点來看，希望重心位置靠前。但是从利用尾翼升力來看，情形正好与上述相反。

在飛行时，机翼的升力对重心的力矩和尾翼对重心的力矩应該平衡（圖43）。如果重心在压力中心之前（在一般的飛行迎角下，压力中心通常位于大約30%翼弦的地方），水平尾翼必須產生負的升力才能平衡由机翼造成的低头力矩；重心正好在机翼压力中心之下时，水平尾翼不需要產生升力，就可以达到俯仰平衡，这时水平尾翼是用无升力迎角；重心在压力中心之后时，要平衡必須讓水平尾翼產生升力才能克服机翼升力所造成的抬头力矩。由此可見，重心放在压力中心之后，可以利用水

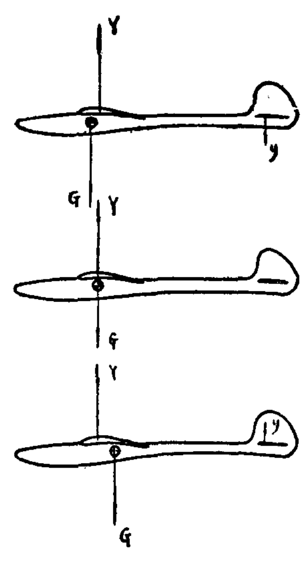


圖43　重心位置影响尾翼的升力

平尾翼的升力。重心愈后，利用水平尾翼的升力就愈多。

現代牽引模型的重心位置一般放在45—65%翼弦的地方。太靠前則利用水平尾翼升力不够，会影响到模型的下沉速度。如果重心太后，甚至在70%翼弦以后，安定性就較差，也要影响到飛行成績（如用增大尾翼面積保証安定性也不合算）。

（2）確定尾力臂的長短。

尾力臂是指重心到水平尾翼压力中心的距离。尾力臂長，模型的方向安定性与俯仰安定性都較好，長尾力臂的减擺作用也明顯。前面說过重心稍微后些要好些。可减少水平尾翼面積，加大机翼面積來降低下沉速度。但这样作就必須采用較長的尾力臂，以保証模型有足够的安定性。另外長尾力臂的模型在不穩定的气流中飛行时，由于机翼、水平尾翼受到气流擾乱的时間相差較大，因而不甚适合，而且尾部重量大时动安定性会变坏。

通常在牽引模型上采用4—5倍机翼翼弦長的尾力臂。屬于中等長度的尾力臂，根据很多航模爱好者的試驗是較合适的。

此外也可以在决定了机翼、水平尾翼的面積分配和需要多大的俯仰安定系数以后，由俯仰安定性的計算公式中求出尾力臂的長度來。

（3）机身的外形設計。

机身的外形可以隨心所欲，但有些是以前已决定了的。例如：机翼位置、安裝角、尾力臂、尾翼位置等。画出机身的外形时要注意到符合这些要求。

为要决定机身的全長，应該先决定模型的机头長度，然后加上尾力臂及部分翼弦長度即可。

根据盤旋安定性和适应不穩定气流中飛行的要求，机头不宜太短，机头的侧面面積也要有一定的大小，并且机身重心的后面部分要尽量做得細，就能使机身重心前面的侧面積增多，而重心后面的侧面積减小，模型的盤旋安定性將大为改善。

如果从上面來看机身的話，大多数机身都是呈对称形的，这样在飛行中的阻力較小。也有些航模爱好者把机头做扁些，把机身重心后面部分做得寬些，以减少空气作上下运动时的阻力，使模型不易因气流的上下冲动而引起抬头或低头。

机身的断面積大小沒有限制，可以把机身做得很細，以减少表面積和摩擦阻力。不过从結構及安定性方面來考慮时，細的机身不一定好。机身細了容易变形也容易折断；重心前面的侧面積也小了。为照顧到盤旋安定性的要求，可以在机头上面加一片垂直面以增大重心前面的机身侧面積，这一面積需要多大，可以通过計算盤旋安定系数來求得。这在后面將会談到。

設計机身时要使机身外表尽量圓滑，不要有什么雜七雜八的零件突出在外部。与机翼和尾翼的联結处最好都用圓角以减少干擾阻力。楕圓形和圓形的断面形狀阻力最小，但是制作較困难，一般采用不甚多；菱形和轉了45°的正方形制作方便，也很美观，阻力并不大，可以考慮采用；長方形断面的机身，制作最为方便，阻力虽然稍大但采用得仍相当廣

疋。

牽引鈎的安裝位置应在重心决定以后再作决定，可以根据牽引鈎安裝角計算方法計算出來，然后再根据一些有关直綫上升的問題來進行适当的修正。很多模型牽引鈎的安裝角在60—75°之間。

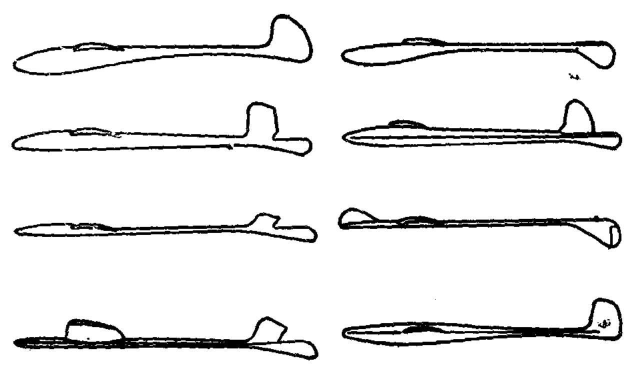


圖44　牽引模型的几种机身側面形狀

（五）画三面圖

当把模型的各部分尺寸和形狀初步設計好以后，便可以动手把它的外形画出來。采用方格紙來画比較方便，并且必須按照比例縮小來画，例如用1:10或大一些用1:5。

画三面圖时首先画模型的側視圖，在紙上作一条水平綫为基准綫，由机头开始把整个飛机画出來。由于机头長度、机翼的位置、安裝角、尾力臂、尾翼等都早已確定，这时只要照画就行。需要考慮的是各零件的安裝是否合适。例如采用高單翼和細机身，就必須加一个翼台來联結它們。在側面圖上还应标出重心及牽引鈎的位置等。

頂視圖画起來比較容易，由于左右对称的緣故，一般都

只画大半个，以節省地位。机身的頂視圖应画得流綫型。

模型的正面圖主要用來表示上反角的形式和大小，也由于左右对称的緣故，一般只画一大半。

在画好了三面圖以后，把一些主要的尺寸注在圖上，主要的数据寫在旁边。以后就得進行安定性的計算，校核模型的安定性是否足够，并尽可能的進行一些空气动力方面的計算，以便初步了解該模型的性能。

二　安定性的校核

（一）計算俯仰安定系数

为此首先要求出机翼的平均翼弦，長方形机翼的平均翼弦等于翼弦，其他平面形狀机翼的平均翼弦將小于根部的翼弦。

即：$b_{平均}=\frac{S_{翼}}{l}$

其中：$S_{翼}$——机翼面積（公寸^2）

l——翼展

然后根据第三章中的公式求出俯仰安定系数 $A_{俯仰}$ 。一般現代牽引模型的 $A_{俯仰}$在0.8—1.1之間 。如果計算出來的俯仰安定系数嫌小或嫌大，可以改变尾力臂的長度，甚至改变水平尾翼与机翼兩者的面積分配比例。如果俯仰安定系数稍微小了些，則为了照顧到大的机翼面積下沉速度可以減低，長的尾力臂在不平穩的天气下不太合适，可以把重心位置稍为移前，并采用擾流裝置來提高模型的安定性。

（二）方向及盤旋安定系数的計算

这兩种安定性是密切相关的。首先求出垂直尾翼的面積，比較好的方法是使用求積仪，如果沒有，也可以利用方格紙來近似的求得，接着求出垂直尾翼的力臂，然后用第二章中的公式計算方向安定系数$A_{方向}$。一般牽引模型的方向安定系数在0.1—0.18之間。

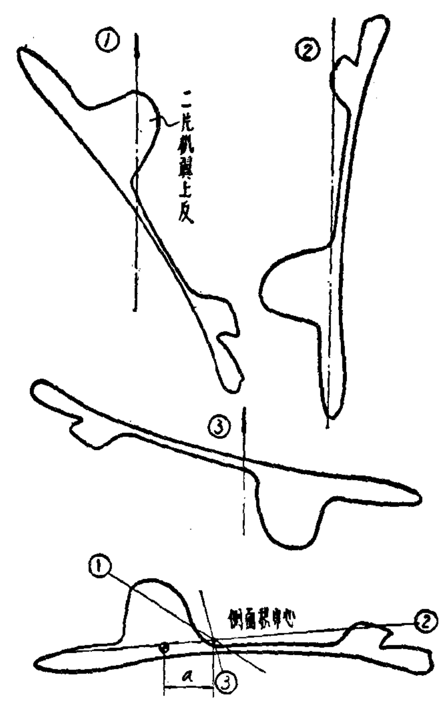


圖45 模型側面積中心的求法

为計算模型的盤旋安定系数，首先要求出整个模型的側面積中心。这可以用数学的方法求出，但很复雜。可以采用实驗的方法，相当准確地求出模型側面積中心。

拿一塊馬糞紙，或卡片紙，用一定比例（比例选大一些的，求出來要准確些，在一般情况下可以采用1:4或1:5）在上面画上整个模型的側面投影，机翼上反角的投影应該画兩塊。然后剪下來，兩塊机翼上反角的投影貼在一起。接着就可以來求模型的側面積中心了，参看圖45。

先在这块紙上任意找一点把它挂起來，这块紙的重心一定在鉛垂綫上，用鉛筆或鋼筆把这条鉛垂綫的位置画在这块紙上；然后另找一点把它挂起來，又可以獲得一条鉛垂綫；为准確起見，再找一点把它挂起來，就獲得了第三条鉛垂綫的位置。这三条鉛垂綫的交点就是这块紙的重心位置。因为紙的厚度均等，則它們的重心与面積中心应該重合在一起。因此求得的重心位置也就是整个模型的側面積中心。量得这一側面積中心到重心的距离就是公式中的a ，这样就可以很方便地求出模型的盤旋安定系数K_{CY}了。

現代牽引模型的盤旋安定系数在6—12之間。如在6以下說明垂直尾翼嫌大，模型容易發生螺旋，这时就应該減小垂直尾翼。只要保証具有足够的方向安定系数就行了。如果垂直尾翼已經很小，則应該加大机头的側面積把机身后部做細或适当地增加机翼上反角以便把側面積中心移前，也可以把重心移后，都能縮短距离a，提高盤旋安定系数 。如果盤旋安定系数太大，虽然盤旋性能很好，但垂直尾翼过小，將影响牽引时的直綫上升。

三 空气動力性能的計算

根据第二章最后一節的方法可以把牽引模型的最大升阻比算出來。接着求出机翼荷重和飛行迎角时的升力系数，就能算出模型的飛行速度。由此就能很快地算出模型的下沉速度。在計算了它能够牽引到多大高度后，就能初步估計出这架模型的留空时間，对它的性能有了一个初步的了解后，也可以此來比較。所有这些計算方法在前面都已詳細談过，这

里不再重复。当然这些計算都是理論性的与实际有着一定的距离。一般來說計算的結果都是偏于好的一方面，因为这里考慮到的因素不够全面，很多情况下都采取了簡化的假定，再加上制作时必然存在的誤差，但仍然可以得出一个大致的数据，也有一定的用处。如果計算結果对性能不够滿意可以重新改翼型或重新設計机身。

經过一連串的修正以后，就可以肯定圖紙，下一步工作是画一份小的三面圖保存起來，作以后研究用，并开始考慮結構，画1:1的施工圖准备制作 。

第五章　牽引模型滑翔机的結構設計

一　對結構設計的要求

在第四章中已經談了牽引模型滑翔机的外形設計，并且画出了它的三面圖，下面談到的就是它的結構設計了。

模型的种类不同，也就需要不同的結構。一般來說任何一种結構总需要作得很坚固。換句話說就是需要有足够的强度，能够承受預定的外加負荷而不致于引起損坏。結構愈是坚固，强度也就愈大，所能承受的外載荷也愈大。但是加强結構，必然要增加重量。因而强度与重量是互相矛盾的。

結構必須具有足够的剛性。剛性就是物体在受外力后抵抗变形的能力。剛性不够的模型在飛行速度超过某一定值时，会發生危險的抖振，例如牽引上升时机翼和尾翼的抖振。在某些模型上可以發現，結構的强度是足够了，但是剛

性太差，在飛行时虽然不致于断，却变形很厉害。例如上反角增加，机翼扭轉，上升时机翼尾翼相对位置不正等。这些都將影响到飛行的性能。

要增加强度和剛性就势必引起重量的增加。但是从模型本身說結構的重量愈輕它的飛行性能就愈好，即动安定性好，对上升气流也敏感。同时又不能只顧及到重量輕而放棄强度和剛性。解决这一矛盾的原則是采取合理的結構，保証足够的强度和剛性，并应尽量減輕重量（即設法减小不必要的重量）。

在考慮結構时一定要考慮到受力的情况，受力大的地方結構应强些，受力小的地方应弱些，然后才能选擇結構的形式。

目前某些航空模型愛好者在結構的强度方面是沒什么問題的，他們甚至考慮到俯冲着地和飛行中碰到障碍物时的載荷，因而把各部件大大地加强了，重量也就很大。其实这是不对的。当模型碰到障碍物时其所受載荷与整个模型的重量、各部分間連接的剛性和障碍物的剛性是成比例的。特别是連接处的剛性和障碍物的剛性影响很大，如果它們都是絕对剛体的話，那么在理論上所受的載荷將达到无限大，物体必然毀坏。所以应該在各部件的連接处（如机翼、尾翼固定在机身的地方）采用緩冲裝置，例如用橡筋縛，或者采用插起來的机翼等，而不应該拼命地加强結構。增加重量的結果將使結構在碰撞时更容易毀坏。

这里不但要求模型的結構能保証良好的飛行情况，即又輕又牢，还要求它具有很大的“生存力”（指結構不容易損

坏或者稍有損坏时还能維持飛行的本領）。例如三角形断面的机身，在断了一根縱梁以后，就会使整个机身垮台。但是多梁式有斜条的模型就毫无关系了。

此外要尽可能地減輕离重心远的部件的重量，把重量集中。在重心附近加配重來达到規定的翼荷重数値，而不要把重量分散到模型的各部分結構上去不必要地加强各部分的重量。例如薛民献的一架三級牽引模型在机翼尾翼上采用很多斜交翼肋，机身是蒙板的，机翼連接的地方用彈性裝置，强度与剛性都很好，但結構重量很輕。在机头上加了50多克的配重以达到符合設計时重心位置的目的，在重心底下还可加170多克的配重。初看起來似乎可以把这一"重量"变成有用的結構來增加模型的强度。其实不然，分散重量会使模型的轉动慣量增大而使动安定性降低模型進入波狀飛行不易恢复，因而重量集中是十分必要的。在結構設計时必須考慮到：制作、裝配、修理、調整和裝拆調換时的简單和方便。不要采用过分复雜的結構和操作时須要很多手續的結構。

必須善于选擇和使用各种不同的材料，并且很好地利用現成的或当地易找的各种材料來代替那些較貴或难找的材料。并且应該根据不同材料的强度、重量及其本身的特点采用在不同的受力地方。

二 机翼的結構設計

由于机翼在飛行中是產生升力的主要地方，它在飛行中負担了絕大部分的載荷。当模型在滑翔时，机翼的升力几乎

等于模型的重量，也就是作用于机翼上的力相当于重量那么大。而在牵引上升时，机翼受的力就更大，約有整个模型重量的3—5倍。因而对于机翼的强度和刚性应特别注意。

（一）机翼的受力情况与“弯扭抖振”

模型的重量主要依靠机翼產生升力來支持。在飛行时升力和重力同时作用于机翼上，但是机翼本身也占整个模型一部分重量，这些重量分布在机翼各处抵消了一部分升力，因此这时机翼上所受的力等于升力减去机翼的重量，如圖46所示。

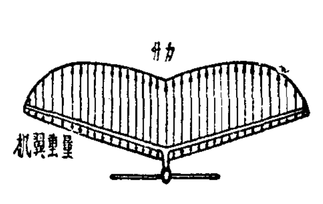
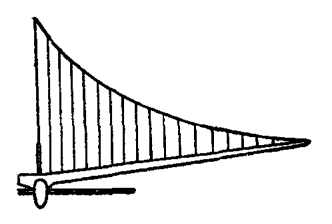


圖46　机翼的受力情况


圖47　机翼上弯矩的分布

由于升力作用的結果，使机翼發生了向上弯曲的現象，產生了所謂撓度，它的大小直接与机翼的抗弯刚性成比例。根据試驗可以知道机翼翼根部分所受的弯曲力矩为最大，愈到翼尖弯曲力矩愈小，成为一个拋物綫的分布情况(圖47)。因而在設計机翼的結構时就应該根据弯曲力矩的分布情况，沿翼展方向給予不同的强度和抗弯刚性。很明顯，翼根处必須特别注意加强，而翼尖可以减弱。

另外，翼根所受的弯曲力矩还与机翼的平面形狀有关。由于長方形的升力分布較为均匀，因此升力的合力的作用点

可近似地認为就在机翼的中間，而梯形及橢圓形升力合力的作用点都要更为靠近翼根。如果升力合力的大小应該一致，則橢圓形机翼翼根部分所受到的弯曲力矩要比梯形、長方形为小。

有些模型滑翔机采用机翼支柱。支柱可以用木条、鋼絲或鋁条制成，它能够承受很大的拉力，來減輕机翼的負担。圖48中明顯地表示了由于采用支柱，引起机翼上弯曲力矩分布情况的改变，翼根处的弯曲力矩大大减小了。但是机翼与支柱連接的地方仍然有相当大的数值，应該注意加强。

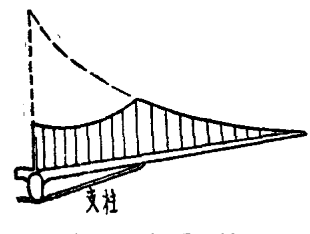


圖48 机翼支柱

加了支柱后机翼是較安全了，但是它將增加重量和阻力，因而需要全面考慮。現代的牽引模型很少采用支柱，除非在那些翼型特別薄，翼展和展弦比很大的模型上才被采用。

机翼上除了有上述弯曲力矩的作用外，还受向前或向后的弯曲力矩以及扭力等作用。因弯曲力矩所占比重很小，可不加討論；对于扭力的影响必須加以考慮。

机翼在弯曲力矩的作用之下，会發生向上弯曲的变形，但是这种变形僅相当于增加上反角減小升力而已，影响并不嚴重。但由翼剖面上受力來看，如果升力不剛好落在机翼的

㊀ 中性軸就是机翼扭轉时不產生变形的地方，相当于机翼繞这綫作轉动。这軸的位置与机翼結構形式。采用材料等有关。

中性軸上，則机翼就会因此而發生扭轉变形(圖49)，这个扭轉变形將会使机翼的迎角改变，嚴重地影响到飛行性能。另外如果牽引时脫鈎不好而發生失速并轉而進入俯冲时，

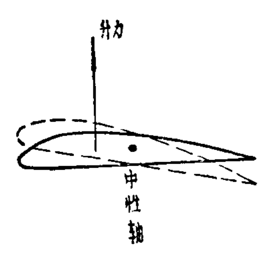


圖49　机翼的扭轉变形

如果机翼的剛性不够，升力又不落在中性軸上，这时由于迎角减小，压力中心后移，在机翼力矩的作用下使机翼的迎角更为减小，結果就使得在俯冲中不能改出而撞坏，或者是改出太迟而損失大量高度。

机翼結構的剛性不足，还容易受外界气候条件的不同影响而引起变形，例如温度和湿度的变化等。这种变形有整个均匀的扭轉，也有不均匀的扭轉，發生波浪形，这就大大削弱了模型在競賽中的可靠性。

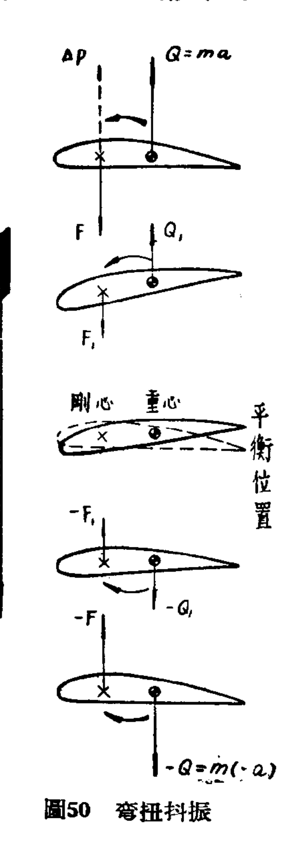


圖50　弯扭抖振

下面談一下由于剛性不足而引起的“弯扭抖振”（圖50）。如果在机翼的中性軸上作用一个外力 △P，使机翼离开其平衡位置而發生弯曲变形（撓度），外力去掉以后，机

翼在其本身的彈性力F作用下，以加速度 a 向原來平衡的位置运动。由于机翼是有重量的，在作加速运动时隨之產生了与加速度相反的慣性力Q，阻碍机翼的运动（当然还有空气阻力的作用） 由彈性力F与慣性力Q組成一个力偶就促使那些剛性不够的机翼發生扭轉变形减少迎角，使机翼向下更快弯曲。当机翼运动到平衡位置时，这时彈性力已减少到沒有，加速度也隨之消失，而慣性力也因加速度的消失而消失。但是机翼已有很大的向下弯的速度，因而它將繼續向下运动而离开平衡位置。这时又產生了反抗运动的彈性力和与原方向相反的負加速度，这样又產生了慣性力-Q，企圖維持机翼的繼續运动。这样由彈性力和慣性力又組成一力偶使机翼增加迎角，更猛地彈向原來的位置，这样，不断地重复，就產生弯曲和扭轉联合在一起的振动，直到空气阻力和結構本身把它的能量消耗掉才会靜止。可是外界的擾乱經常会來，这就嚴重地影响了飛行性能，不够强的机翼还会因抖振而折断。由此可見必須保証机翼具有足够的抗抖振的性能才行。解决的办法是把机翼本身的重心移前，使重心与中性軸之間的距离縮短，减小扭轉力矩。具体方法是把机翼結構的前部加强和加重，如前緣蒙板等，迫不得已时可在机翼前緣加上配重（圖51）。

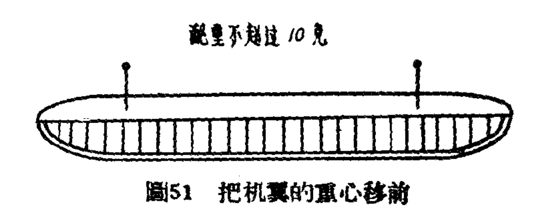


圖51 把机翼的重心移前

（二）机翼的結構

在这里介紹几种不太复雜而又切合实用的結構形式，如圖52所示。以后还要進一步討論机翼各部件的具体構造。

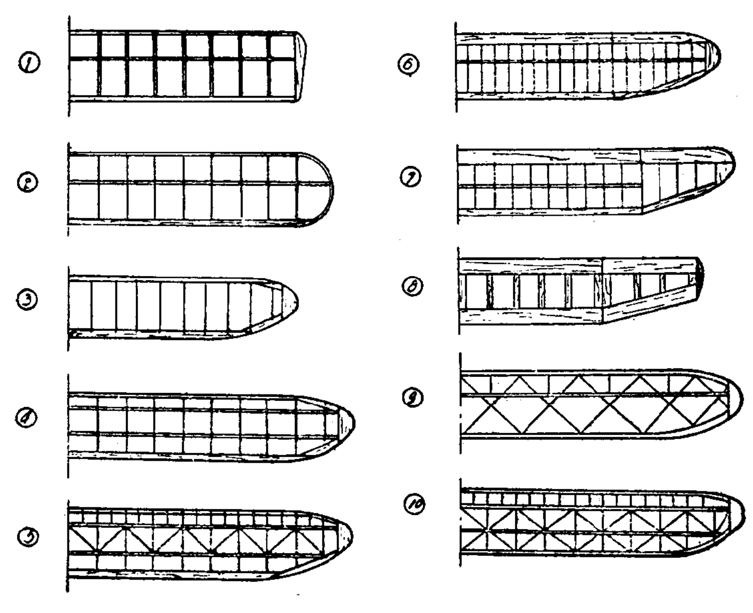


圖52　机翼的結構形式

(1) 翼梁和前后緣。翼梁和前后緣是用來抵抗弯矩的，其中尤以梁为主要。梁和前后緣还要和翼肋翼尖等联接起來成为一个完整的机翼構架。

翼梁的断面形狀一般都采用長方形。梁的断面積愈大，也就是梁愈粗，它的强度也愈大。翼梁承受弯曲力矩的强度与梁的寬度成正比，与梁高度的平方成正比，因此如果梁的断面積一定，采用狹而高的梁其抗弯剛度將大得多。但是翼

梁也不能太高太薄了，因翼型的厚度有一定限度，更要考慮在兩个翼肋之間蒙紙时会陷下去，若碰不到梁則凹得較为自然，梁太高就会蒙到梁上，破坏了翼型。而且翼梁用得太薄，在模型碰到障碍物时就易損坏。

从材料試驗中知道，当梁受到彎曲时，梁断面的上下兩端受力最大，而中間受力几乎为零，因此在很多桥梁上采用“工”字形断面的梁，把中間的面積放到受力大的二端，虽然重量是一样的，但可以提高梁的抗彎剛度。如果承受的彎曲力矩相同时，这种梁由于中間的面積被“抽走”了很多，重量就可以減輕。因此在模型上也可采用这种合理的結構。在翼型厚度許可下，用松木做成上下兩根翼梁条，在中間或兩側用輕木或桐木把上下梁联結成一个整体的梁。这一点十分重要，有些人在制作时采用了上下梁的結構形式，但是却不把上下梁联結成一个整体，結果是强度比長方形的梁还要差，甚至在牽引上升时折断机翼。

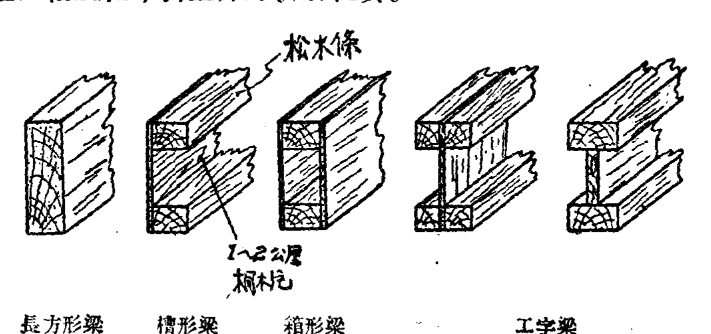


圖53　几种梁的断面形狀

为了減輕重量可以用圖画紙、厚道林紙、透明膠片等來作联接上下梁的腹板。

根据前面所述机翼的受力情况可知翼梁的根部应該加强。最好是采用变断面的梁，这种梁根部最强，愈到翼尖愈弱，可以最好的利用材料，而且重量也最輕，但在制作上却很麻煩。对于長方形梁通常是增加根部高度，如果不行就增加寬度；对于槽形梁可以在根部改成箱形梁（加一腹板即可）；对于箱形梁及工字形梁則可以增加腹板的厚度，或增加上下梁条的寬度。所有这些应注意一点：如果梁已在翼根部分被加强了，由翼根向外应慢慢減弱，如突然減弱的話，將來断裂时就会發生在这里，因为这里的断面变化很大。在多折上反角形式的机翼上，应注意加强上反連接的地方。

通常翼弦在100—150公厘以下的机翼，多数采用單梁，在150公厘以上才考慮采用双梁。但也有人在180公厘翼弦时仍采用單梁的，当然应采用一些必須的加强措施。如果采用双梁，后梁的大小約是前梁的$^1/_2$—$^2/_3$。

在進行結構設計时应考慮到翼梁位置的前后，如果翼梁放在机翼压力中心的前面，就使得机翼向減小迎角方面扭轉；如果翼梁放在机翼压力中心之后，就使得机翼向迎角增大方面扭轉，所以翼梁的位置应該和压力中心的位置相一致才好（圖54）。

各种不同的翼型，飛行的迎角也各不相同，压力中心的位置也都不同，但一般來說压力中心作用在距前緣30—40%翼弦長的地方。因而如果采用單梁式就应該把梁放在这个范圍內。如果采用前后双梁式，則要求兩个梁合成的抗弯中性軸能与压力中心作用的位置相重合，由于前梁較强，后梁較弱，它們合成的中性軸必然較偏于前梁。通常前梁放在距前

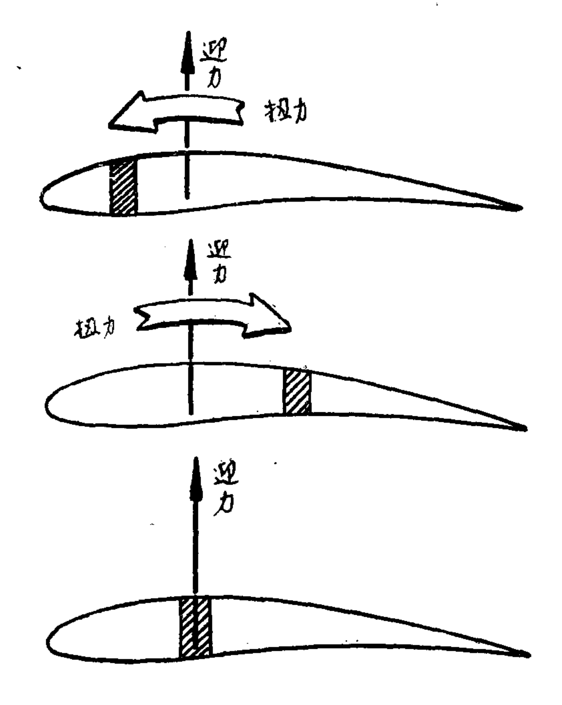


圖54　翼梁位置的影响（扭力即扭矩）

緣20—25%翼弦長的地方，后梁放在距前緣60—70%翼弦長的地方。

翼梁的断面大小决定于机翼所承受的載荷、木材的强度和翼梁断面的形狀。例如在同一个机翼上采用松木就可以比采用桐木所需要的断面積小些。一般來說对于三級牽引模型可以采用3×3公厘的松木条为上下翼梁条較为方便，再把上下梁条用桐木片連起來成槽形或箱形或工字形的梁，如果翼型薄可以采用2×4公厘或1.5×5公厘的扁梁構成工字梁。

前椽形式很多，方的扁的都行，最好与翼肋接合的面積

大些，这样就比較牢，并要考慮到当前緣發生輕微碰撞时，不易損坏。前緣木条在膠好以后，应該把它磨成与翼型的曲綫相符合。最好的方法是做一塊翼型前緣部分的样板，一面磨前緣一面到处去卡，这样磨出的前緣將很合乎翼型曲綫的要求。圖55即是几种常被采用的前緣形式。

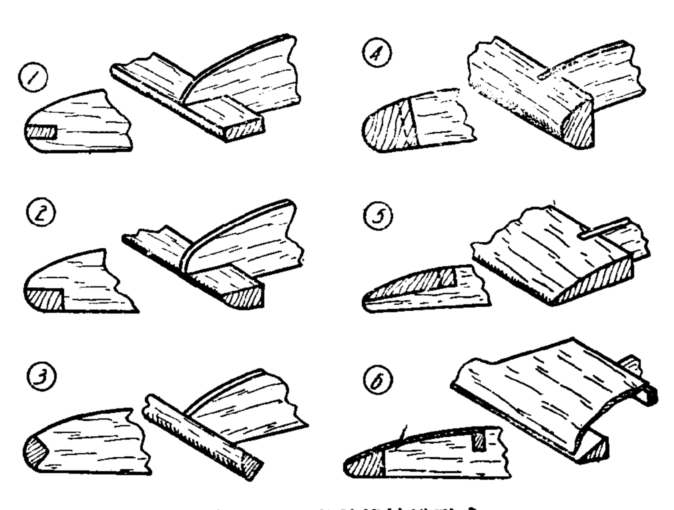


圖55　几种前緣結構形式

机翼的后緣寬度根据翼弦大小及翼型尾部厚度來决定。翼弦的寬度愈大，翼型尾部愈薄，就需要較寬的后緣。在牽引模型上采用12—30公厘寬的后緣，常用的在15—20公厘左右。为使翼肋尾部与后緣很好的膠合，一般都在后緣上开口把翼肋尾部插進去。后緣的形式很多，圖56表示了几种常用的形式。

后緣要特别注意选擇干燥及木紋平直的材料，如果后緣發生变形，就会引起整个机翼的扭曲变形。后緣一般采用一

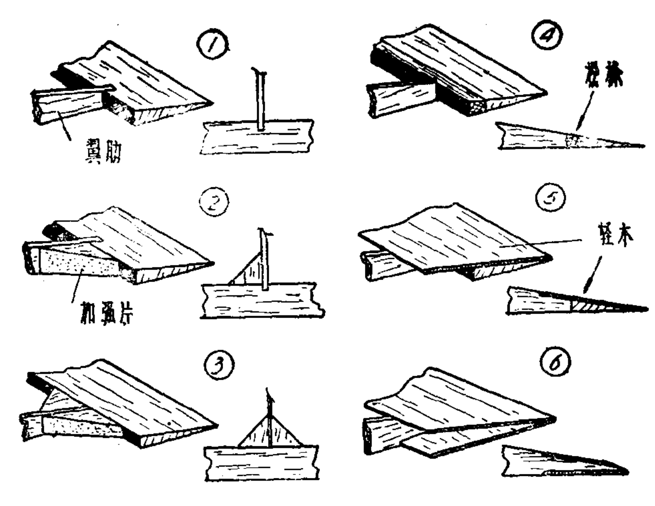


圖56　后緣的几种形式

条桐木，也可以采用兩片木片拼成“V”形的后緣。为了加强翼肋尾部不易折断和联結的牢固，还可以采用三角形木片作补强。

(2) 翼肋：翼肋的主要功用是保持翼型的形狀，它把前后緣及梁等組合起來成为一个完整的机翼，并將各部分机翼蒙皮所受的空气动力載荷傳到翼梁和前后緣上，并且承受机翼的一部分扭力。为了和前后緣及翼梁很好的膠合，翼肋上应开有合适的缺口。一般翼肋的厚度采用1—1.5公厘，并用桐木以減輕重量。在翼弦大的机翼上，翼肋还可以挖空，这样重量更可減輕，但是应該注意强度，翼根部分的翼肋也应該較强（圖57）。

翼肋与翼肋之間的距离与飛行速度，翼荷重及蒙皮的剛性有关。現代的牽引模型，飛行速度相差不大，翼荷重也已

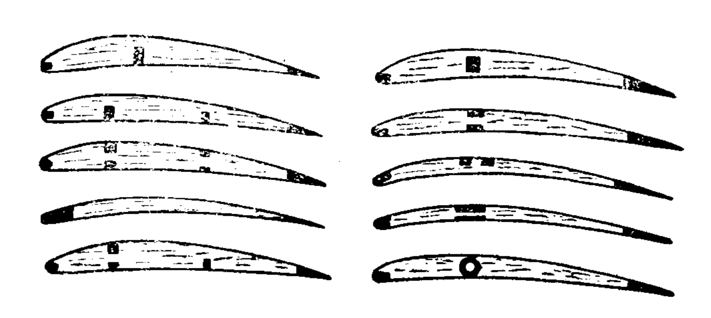


圖57　翼肋的几种常見形狀

被規定，所要注意的就是蒙皮的剛性了。如果翼肋間距离太近，就会增加翼肋的数目，使机翼的重量增加；如果距离太大，翼肋間的蒙皮就会下陷，不能正確地保持翼型形狀，不但影响到模型的空气动力性能，也影响机翼的强度。在現代的牽引模型上翼肋間的距离采用40—60公厘的較多，如果不加半翼肋(圖58)，翼弦又較大，則应該适当地减小翼肋間的距离。半翼肋和普通的翼肋是相同的，只是沒有后面部分，僅僅到翼梁就中断了。加半翼肋的作用，是因为机翼前緣的上弧

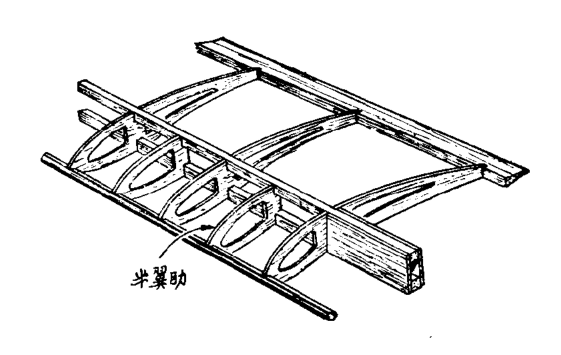


圖58　翼肋联接和半翼肋

部分弯曲較大，蒙紙容易变形而破坏翼型，結果就影响了模型的空气动力性能。裝了半翼肋以后，兩个全翼肋間的距离可以用得較大。

增加机翼的剛性前面已經談过是十分重要的。僅只依靠蒙紙抗扭是不行的，因为当温度和湿度改变时，蒙紙就会松懈，而使得机翼的剛性大大降低，因此就必須从机翼結構本身着手。具体地說是采用特殊的翼肋或斜支柱來达到目的。

第一种方法是采用在翼肋的周圍加貼窄木片，如圖59左方所示。此法可增加机翼的抗扭剛度；可增加翼肋的强度使它不易損坏，特别是薄翼型更有用；还可增加翼肋与蒙紙的接触面積，使蒙紙不易損坏。在做加有窄木片的翼肋时，要考慮到窄木片的厚度，应該在翼肋上切去相当于窄木片厚度的材料，以保証有正確的翼型形狀。一般采用寬3—4公厘、厚0.7—1公厘的桐木片或輕木片作上下貼片。

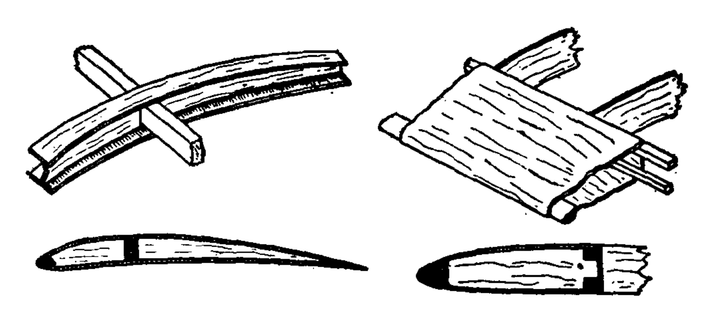


圖59 翼肋上加窄木片和前緣部分上下蒙板

第二种方法是在机翼的前緣部分上下都蒙以木片（圖59右方），把前緣、梁、腹板全都联結起來成一封閉的“箱子”。这样在机翼的前半部就成为一个箱形結構，这种結構

不但抗扭刚性很好，而且具有很大的抗弯刚度。由于在机翼前部翼型弯曲最大的地方蒙上了薄木片，因此这种結構在保持翼型方面很理想。一般采用0.5—1公厘厚的桐木片或輕木片作为蒙板的材料，木片必須首先打光然后膠上。在膠好后要磨前緣以达到翼型曲綫的要求，然后再在上面蒙紙。

第三种增加抗扭刚性的方法是采用斜交翼肋。这个方法比較起來最好，因現代的牽引模型翼型在向薄的方面發展，采用斜交翼肋后，不論在理論上或实驗中都証明这种結構形式无論在刚性及强度方面都是很好的。当然它也有缺点：这种結構形式在保持翼型的形狀方面較差，而且重量也稍有增加。虽然如此，这种方法已愈來愈多的被采用。

这种斜翼肋的外形可以由普通的翼肋外形改画而成，方法見圖60所示。这种斜翼肋的形狀实际上就是把直翼肋拉

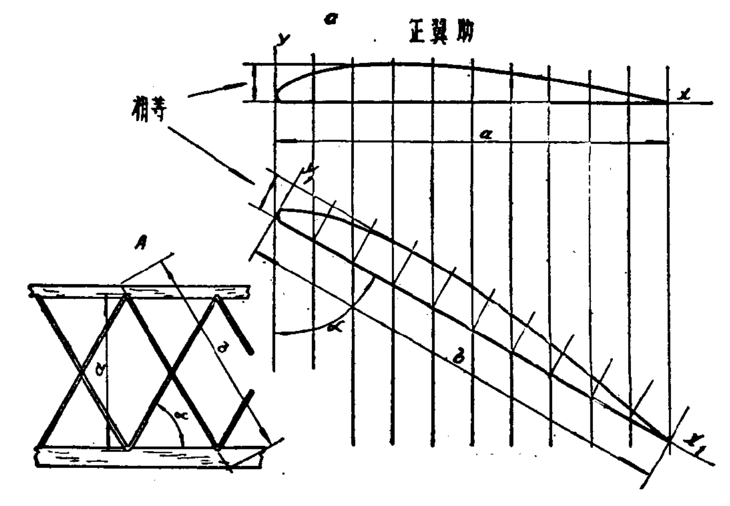


圖60 斜翼肋的画法

長，它們兩者的最大厚度和中弧綫高度等是一样的。

斜翼肋与翼展方向的夾角 α 以等于45°时，抗扭剛性最好，但此时在前緣部分，翼肋的間隔太大，將会影响到蒙紙的質量，因此一般α用60°左右的較多。

下面介紹几种斜交翼肋的結構形式。圖61，圖中是由上

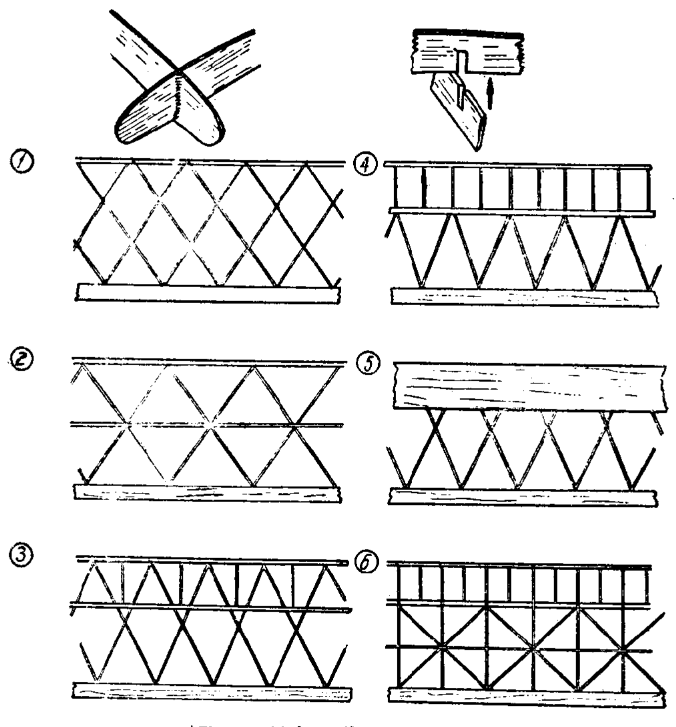


圖61 斜交翼肋的結構形式

向下看机翼时的情形。圖中①結構十分复雜，制作困难，用在翼型很薄的机翼上較为合适；圖中②比較簡單，但是前緣部翼肋間距离太大；圖中③、④采用了半翼肋，可以改善机

翼前部的蒙紙質量；圖中⑤前緣部分上表面蒙板，这样又增加了强度与剛度，而且前部的翼型保持最好；圖中⑥是全翼肋、半翼肋与斜翼肋联合使用，結構当然較为复雜，但是空气动力性能較好，强度与剛度都較好。

斜翼肋在相遇时，可以割斷，也可以开缺口，見圖61上方。

最后談一下薄翼型本身的剛性。薄的机翼不只是整个剛性較差，而且翼型也可能因太薄而容易改变它的弯曲度。要改善这一情况可在翼肋的上下貼上窄的木片（前面已談过），太薄的翼肋可以貼卡片紙。另外也可以在机翼的下面加几片薄的桐木片或輕木片來增大翼肋的剛性，每半边机翼所加木片一般不超过三片（圖62）。

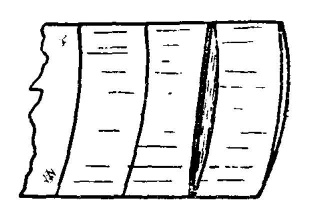


圖62　增加翼肋的剛性

(3)翼尖：好的翼尖可以減小誘導阻力，所以不管是什么翼型都喜欢把机翼翼尖部分做成圓形或橢圓形。在小型的牽引模型上，翼尖可以用直徑1—1.5公厘的竹条弯成（用火烘弯）。在較大的模型上采用木片、木塊拼成所要求的形狀。制作时应作得准確，木紋的方向要和最長的方向相一致，在和前后緣相接处最好加上三角形的加厚片，如圖63所示。

如果翼尖的翼型把中弧綫高度降低，甚至采用对称翼型，則誘導阻力將有所降低。这样，可以把中間的翼型和翼尖的对称翼型通过作圖法來合成，也就可以得到一系列由中間長方形机翼部分的翼型逐漸过渡到对称翼型的过渡翼型。它們的画法参看圖63下方所示。

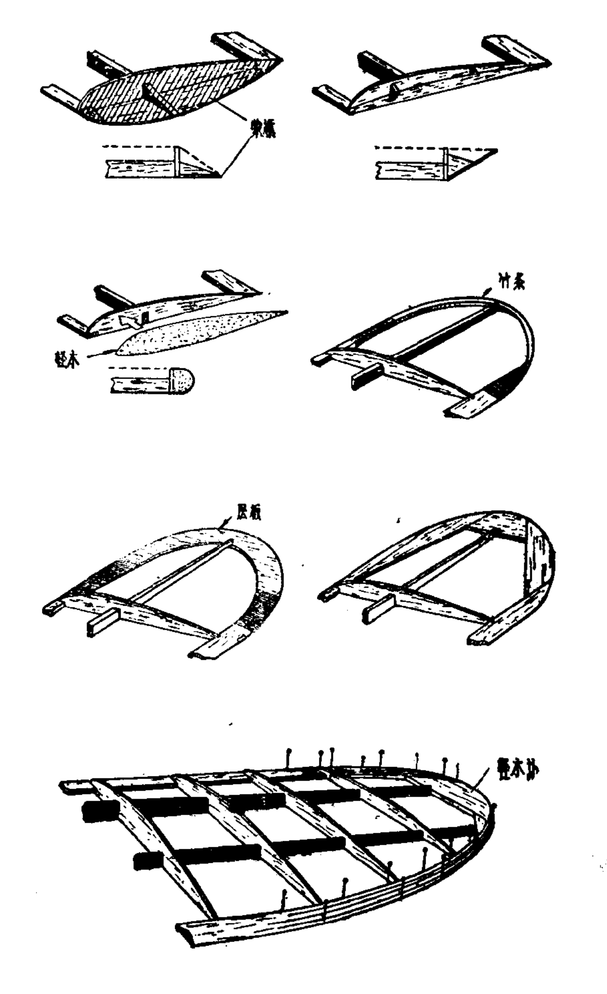
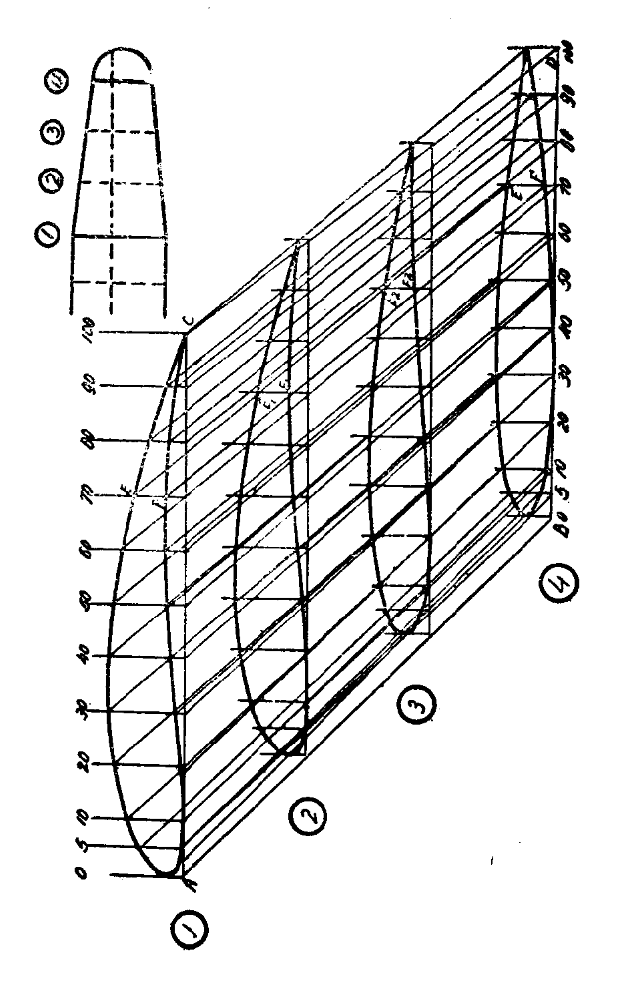


圖63 翼尖形状



和过渡翼型的画法

(4) 上反角。上反角的种类很多，在上反角处机翼都要上折，因此必須把梁切断，然后再按照一定的角度接起來。为了使接好的机翼仍能有足够的强度，就应采用加强片。接好以后还可以在外面縛上綫，綫外塗一層膠水就更牢了（圖64）。

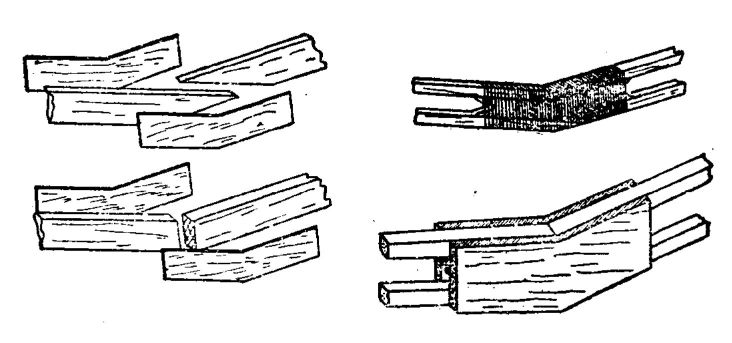


圖64 上反角的接法

(5) 机翼的安裝。牵引模型一般都較大，为了携帶方便，通常把机翼作成可以自由裝拆的机翼。

安裝的方法一般是用橡筋縛，或采用插銷的方式。用橡筋來縛的固定方法便于調整，机翼可移前移后，要改变迎角也較方便。在碰撞时，橡筋能起緩冲作用，可以避免或减輕机翼的損坏程度。在机身上裝兩个直徑3—5公厘的竹銷，或是不太細的鋼絲鈎，可以更便于固定橡筋，橡筋还可以因此而少用一些。但是用橡筋固定的方法，由于橡筋露在外面，將增加些阻力，对于机身很細的模型來說，用橡筋固定机翼仍然会左右搖擺，必須在机翼膠一个寬的翼托來支持机翼。但是采用插銷的方法就可避免上述情况。

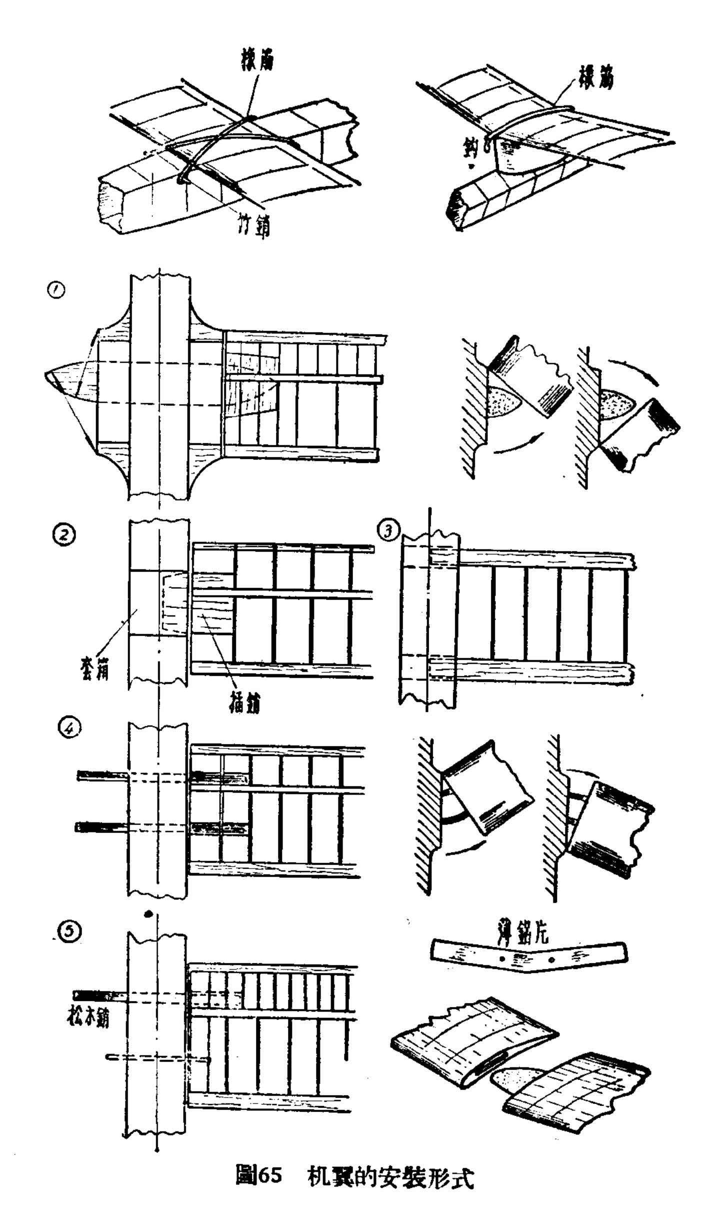


圖65　机翼的安裝形式

所用的插銷最好能够保証机翼在模型碰到障碍物时松开，这样就可大大降低机翼的損坏率。这种插銷一般用寬30—60公厘的硬鋁或層板制成，有的是用木条，也有的是用薄鋁片。这要决定于所采用的插銷形式。

圖65中的形式①可以在冲击时松开，其插銷的形狀由兩条圓弧組成，弧的中心在机翼的前后緣上，这样在冲击时机翼就会以这兩点为圓心旋轉而松开。一般插銷裝在机身上，而套箱裝在机翼内。这种插銷如果以硬鋁为材料可以成为彈性机翼。方法將在下章詳細討論。

圖65中的形式④也是可以在撞击时松开的，但是插銷的形狀不是一塊板，而是由很多片0.5公厘左右厚的鋁片合成。它能够前后弯曲，但是却不能上下弯曲，因而不能成为彈性机翼。当撞击时，机翼將以前后緣的兩点为圓心旋轉而松开。

机翼采用插銷的方式安裝对于中單翼，上單翼或高單翼都合适，只是在上單翼和高單翼时要另外做一小段中翼。

有些人不把插銷或套箱做在机身上，也即不采用机翼和机身联結的方式，而是机翼和机身采用插銷和套箱联結起來，然后再用橡筋縛在机身上。这样，一个很長的机翼就容易携帶了，而且也具有了調節方便的好处。

三　尾翼的結構設計

尾翼由水平尾翼和垂直尾翼組成。尾翼特别是水平尾翼在飛行时的受力情况与机翼很相似，因而它的結構形式也应該与机翼相仿。不过因为它的面積和展弦比都很小，受

力不大，对空气动力性能要求也不高，所以它的結構也就比机翼要簡單得多。

水平尾翼的結構形式，以及翼梁、前后椽、翼肋和翼尖等結構都与机翼相似。不同的是水平尾翼的結構形式簡單，一般都采用單梁式或无梁式，因为它的翼弦較小。圖52中的①、②、③、⑥、⑨可以用來做水平尾翼的結構。其翼梁、前后椽的断面大小应比同样大小翼弦的机翼上的小一些，翼梁的前后位置和翼肋間隔可以完全按照机翼結構的方法，再根据水平尾翼翼弦的大小來確定。如果希望水平尾翼在蒙紙以后較好的保持翼型，則可以在前緣部分加半翼肋或蒙薄的木片。

尾翼的剛性十分重要。水平尾翼只要有一点扭轉变形，就会嚴重地影响到俯仰平衡（因为尾力臂很長），致造成模型發生"头重"或"头輕"現象，不是下滑速度很大就是波狀飛行，嚴重地影响了飛行。

因为水平尾翼安放在机身的尾部，应該做得輕。采用蒙板等方法來增加抗扭剛性时会增加較大的重量因此不太合适。比較好的方法还是采用斜翼肋的形式，效果既好，重量增加的也不多。圖61中的②、③、④、⑤可以考慮在水平尾翼上采用。斜翼肋的画法則完全和机翼相同。

水平尾翼的安裝一般設計成可以拆卸的，这样不但調整时方便，也容易携帶，还可以利用水平尾翼作为迫降裝置。

圖39中的尾翼形式以В、Г、Д、Е的安裝方法較为方便，只要用橡筋縛在机身上就行了，有时也与迫降裝置合在一起來安裝（在下一章中將会談到此問題）。下面談一下圖39所

示A及Б二种尾翼的一般安裝法。

圖66中的①是垂直尾翼固定于水平尾翼上，而把这一尾翼整个的用橡筋縛在机身上。圖中②是垂直尾翼与水平尾翼分开的，这样在携帶上有很大的方便，垂直尾翼用插銷插入水平尾翼中，并在前后緣裝鈎用橡筋來固定在机身上。为保証垂直尾翼有正確的安裝角，也即垂直尾翼与机身軸綫一

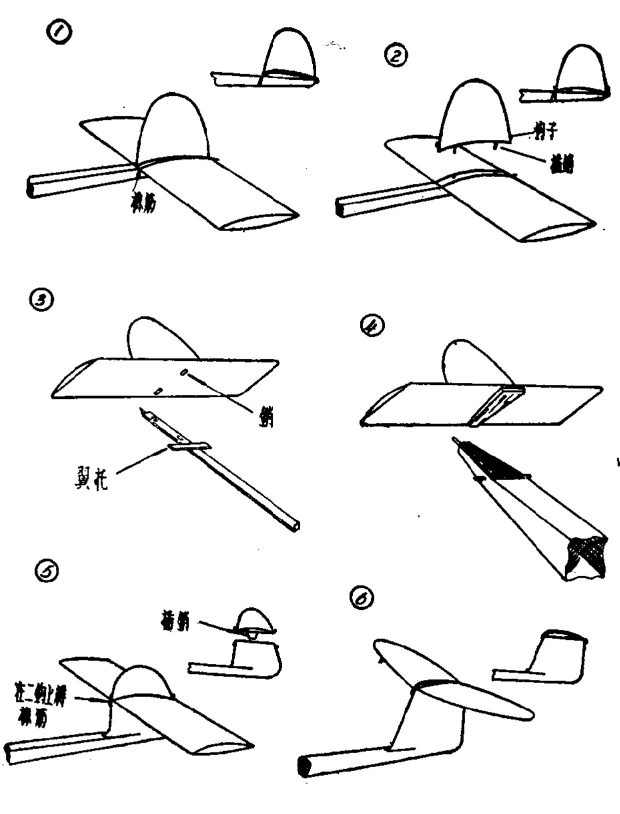


圖66　尾翼的几种安裝法

致，在水平尾翼下面裝上一些凸出物嵌在机身內，如圖中的③、④。圖中的尾翼⑤是水平尾翼与垂直尾翼的尖端固定在一起，为安裝得正確，在水平尾翼下裝一片插銷，然后在前后緣的鈎上用橡筋縛牢。这种垂直尾翼受力較大，設計垂直尾翼結構时应該加强些。圖中⑥的尾翼形式只要用橡筋縛住水平尾翼就可以了，由于水平尾翼离机身更远，垂直尾翼高，就特別需要加强。

垂直尾翼的結構形式也很多，可以采用整塊的木片制作，也可以采用構架式，用前后椽、翼肋、翼尖、梁等組合起來。为了抗扭，也可以采用斜交翼肋，这时就不必用梁了。用木片做垂直尾翼簡單方便，但重量稍为大些，采用輕木較好。我們也可以用桐木条或輕木条來代替这种整塊木片的垂直尾翼，用厚木片搭一边框，然后中間用木条交叉的膠起來，待膠水干后取下把前緣磨圓，后緣磨尖就行。圖67表示了几种垂直尾翼的結構形式。

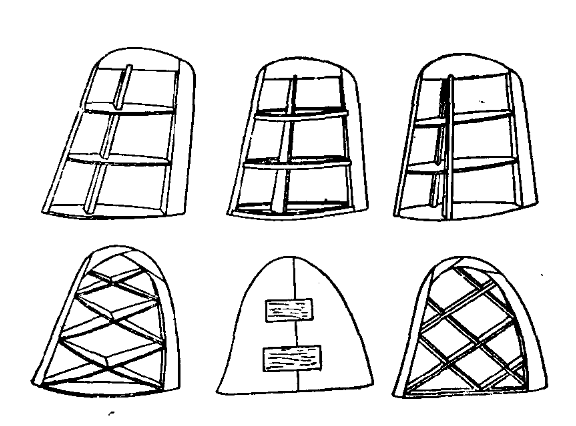


圖67 几种垂直尾翼的結構

四 机身的結構設計

机身用來联接机翼、尾翼和尾撬等部分，使它們能成为一架完整的模型。

机身除了受到本身的重力、側压力，有时也產生一些升力外，还受到由机翼和尾翼傳給它的彎曲力和扭轉力。当模型牽引上升时，机身所受的力要比平飛时大得多；在着陸时，机身还要受到撞击力，这种突加的力量会使那些結構脆弱的机身拆断。

在考慮机身的結構时，应該注意到机身的空气动力性能，主要的是阻力要小；結構要有足够的强度而且簡單，制作方便；还要注意到机身和其他主要部件的安裝是否方便可靠。

牽引模型的机身大致可以分为杆身与艙身二种。主要是由机身的最大横断面積來区别的。从1956年开始，國际航空联合会已經取消了对于机身最大断面積的限制，因而現代牽引模型的机身粗細可以任意决定。但是不要錯誤地認为机身愈細愈好。細的机身阻力可能稍为小一些，但是它的側面積的太小可能影响到盤旋安定性；另外如果要得到同样的强度，則艙身的結構要比杆身的輕得多。

下面分别把杆身及艙身作一些簡單的介紹。

为了使杆身的模型具有良好的盤旋安定性，通常都在杆身的机头部分加一塊木片，或者加一流綫型的机头，或是机头上面加一塊垂直面。杆身的制作可以用窄木片膠合成正方形的杆身，如圖68中的①；也可以首先用木条搭成構架，然

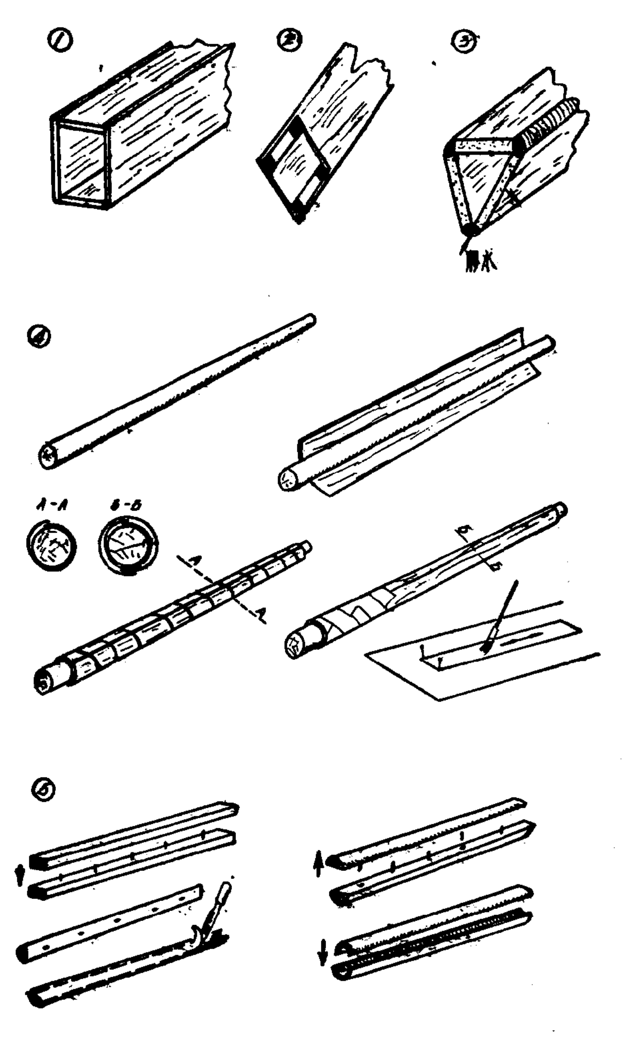


圖68　杆身机身的几种形式

后在外面蒙上薄的木片或膠片，如圖中的②。曾經有人以三片厚木片用膠水沾成三角形，在木片与木片相接的地方一次又一次地塗上膠水，膠干后就制成很結实的杆身如圖中的③还可以利用圓的木棍，在它的上面把薄木片卷上去。在卷上去以前，最好在热水中泡一下，这样木片就不会在卷时裂开。卷上以后塗膠，再繞上薄綢或細麻布，也可以用綫縛干后把綫拆去，这样膠合以后就十分牢固，而且空气动力性能也很好，如圖中④。还可以用兩根粗木塊做成机身的形狀，用几根竹梢釘在一起，將其表面作成圓形或橢圓形，之后取下竹梢，把所作的兩半塊机身打开，用挖刀把中間挖空，如圖中的⑤，最后再把此兩半塊膠合，將外表打光就制作成杆身了。另外我國出產的竹子很多，可以設法挑选到粗細合适，竹皮較薄的竹子。把外表面的節除去就可用來制作杆身机身了。这种机身可以更細，但是强度和剛度都很大，不易損坏，只是重量会大一些。

艙身通常有構架式和隔框式兩种。構架式一般是長方形、正方形或菱形断面；而隔框式的断面形式很多，有長方形、三角形、正方形、菱形、圓形、多角形和橢圓形等。

構架式机身是由四根2×2到4×4公厘的縱梁和一些横直支柱構成。有时为增加机身抗扭剛度还加上斜支柱。縱梁主要是承受机身的弯曲力，支柱承受机身的扭力。受力大的地方可以用粗一些的支柱，或支柱的間隔小一些，机身末端支柱可以用細些，材料强度差些的，支柱的相互間隔也可以大些。

在受力較大的机头部分和机翼下面，采用斜支柱是很有效的，它將使机身的强度增加很多。有时在机身断面較細的

情况下，而外面又不蒙板，就有必要在机身的后面也采用較細些的斜支柱，以增加抗弯和抗扭的强度。

構架式机身比較起來最为簡單，采用得相当廣泛。制作时一般都先做左右兩半片，然后再加上横支柱裝配成一个机身，最后再在头部膠上机头木塊等其他一些零件。

隔框式机身是由縱梁和隔框構成的。隔框的形式很多，有些模型上前后的隔框形式都不一样。例如前面用多角形而后面却采用菱形。为了減輕重量隔框的中間大多数是挖空的，另外自动轉弯舵的操縱綫也要从机身內通过，即使不能挖空，也应該用鑽头在隔框上鑽洞。

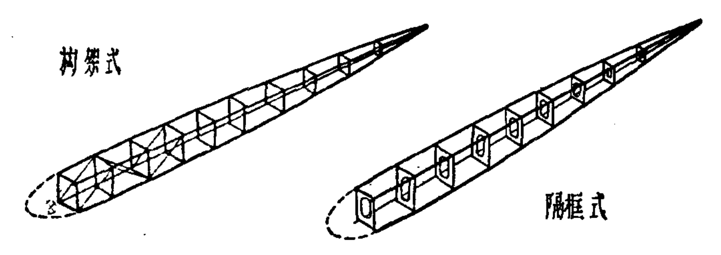


圖69 構架式与隔框式机身

隔框式所用的材料可以在1—3公厘厚的層板上画上机身的形狀，然后把所需要的形狀刻下來，再用鋼絲鋸把中間挖空就制成了。如果沒有層板，可以用桐木片或松木片膠合，这兒指的膠合并不是要大家自己來做層板，而是指圖70中所示的做法，先把几片桐木片的角膠牢，然后再在每个角上切安裝縱梁的缺口。

对于三角形、長方形、正方形、菱形、多角形等可以采用2×2到4×4粗細的縱梁。圓形和橢圓形的机身一般不用

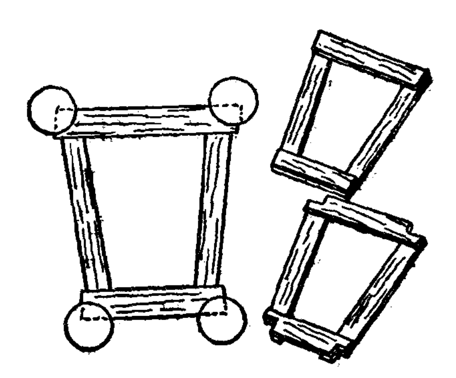


圖70　用木片做隔框

梁，而用2×2到3×3的桁条來代替。但是如果要獲得好的蒙皮表面，对于圓形和橢圓形机身不能采用紙來作蒙皮，而应該采用薄木片。因为用紙的話，从一个隔框到另一个隔框之間的紙就会陷下去，而隔框的边緣却鼓出來，这样机身的表面就很不平滑。

圖71中画了二十四种隔框的形式可以参考采用。有些

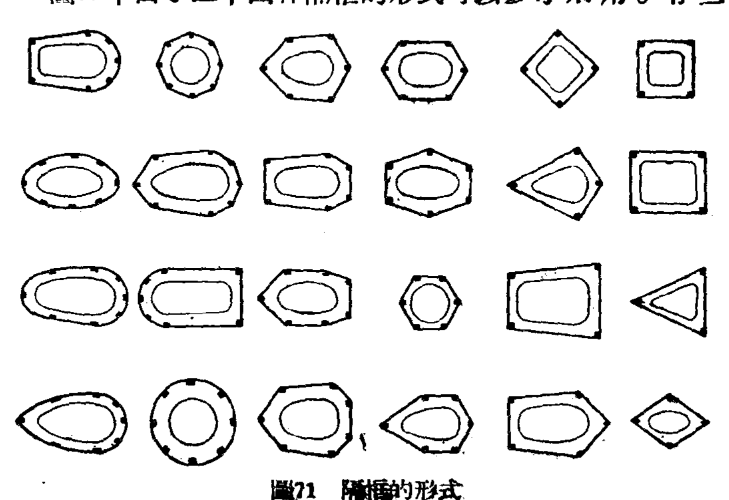


圖71　隔框的形式

人在做好方形構架式机身以后，在它的上下膠兩片半圓形，成为一个近似于橢圓形的混合式机身也是很好的方法。

为保护机身在着陸时不要被磨損或撞坏，应該在机身前部底下裝上滑撬。

第六章 牽引模型滑翔机中的特殊裝置

一 自動轉彎裝置

自动轉弯裝置能使方向舵在牽引上升时保持在中間，以便直綫上升，而在脫鈎以后，又將方向舵偏轉一个角度促使模型作盤旋飛行。这个裝置簡單有效，所帶來的好处很大。

自动轉弯包括：可以前后移动的牽引鈎、拉綫、方向舵和彈簧等部件（72）。这种裝置利用牽引力來操縱，只要牽引力存在，方向舵始終保持在中間不变，而当牽引力消失以后，彈簧才起作用使方向舵偏轉。

采用自动轉弯裝置的好处如下：

（一）帮助模型消除由于制造过程中不可避免的誤差，即使模型不太对称，也能保証它作直綫上升，爭取最大限度的利用牽引綫長，增長飛行时間。

（二）能自动偏轉的方向舵可以促使模型在脫鈎后以一定的盤旋半徑作轉圈飛行，而不作直綫飛行。只会作直綫飛行的模型，虽然在牽引上升时会走直綫，但是滑翔时也作直

綫飛行。当它碰到上升气流时，很容易就越过了，僅僅上升了一小段距离而沒有能轉入上升气流区域中；其次作直綫飛行的模型容易随风飛远了，如果找不回來就是相当大的損失。在競賽中找不回來，就必須飛备份模型。如备份模型再飛丢了，就意味着有得零分的危險。

由此可見，任何一架牽引模型上都应該采用这种先進的設备。但它也有缺点，在制作时必然会麻煩些，可是与它的好处相比实在太不足道了。

在制作自动轉弯裝置时应注意：

（1） 要求它灵活、可靠。灵活就是指各部分的摩擦力应該尽量减小，这有很重大的意义。致于可靠，就是要求每次在牽引时及脫鈎后方向舵的位置都一样，这样調整好以后，就能使模型直綫上升，并用一定的半徑盤旋飛行；只有每次都依同样大小的半徑飛行，調整好的俯仰平衡才能保持，模型將以正常的滑翔角飛行，而不致于出現“头重”或“头輕”現象。

（2） 要求方向舵不論在牽引上升时和滑翔时所处位置可以随便調整。这一要求涉及方向舵的設計和制造，只有达到这一要求才能充分顯示出自动轉弯裝置的前面所談到的好处。

下面來介紹一下自动轉弯裝置的構造。

首先要說的是牽引鈎部分。在裝有自动轉弯裝置的模型上，牽引鈎有着双重任务。第一、要作为牽引鈎使模型被牽上去；第二、要作为操縦方向舵的操縦杆。

圖72中的形式①最为簡單。在机身底下穿一孔，把拉綫

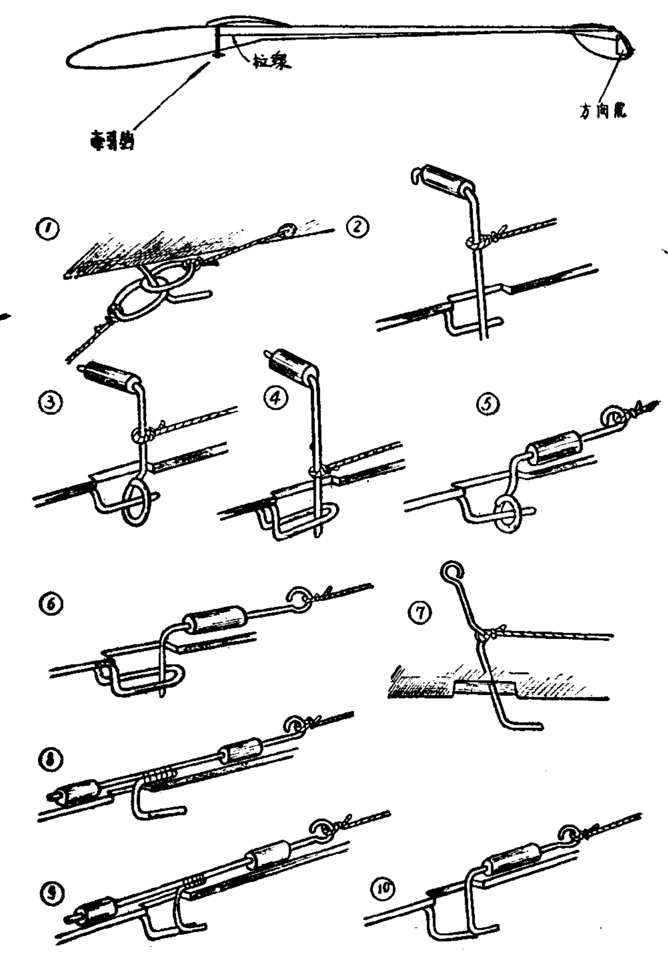


圖72　牽引鈎部分的裝置

引出來，然后在其末端結一拉环就行了。牽引以前把拉环先套在牽引鈎上，然后再套上牽引环，这样在整个牽引过程中，拉环始終在牽引鈎上，只有脫鈎以后，拉环才能脫出來使拉綫放松。这里要注意的是牽引物的形狀不能成直角，而要有一定的斜度，使拉环一定能够由牽引鈎上脫下來。

圖中的②、③、④是屬于一种搖臂式的。这种形式具有一个固定在机身上的牽引鈎，牽引前把牽引环套上，这时搖臂以上面固定在机身中的圓管为中心向前偏轉而拉緊拉綫，直到牽引环脫离牽引鈎，搖臂才彈回去。对圖中的③要加些說明：其中搖臂末端是一环，这一环应該做成橢圓形，或長圓形，它的長軸在垂直方向，以致擺动时才不会卡住。

圖72中的⑤、⑥与前面是相象的，只不过把搖臂式改成滑动式。与前三种比較起來它們所占的地方要小得多，因为它們沒有很長的一根搖臂，这二种形式用于杆身机身中很是合适。

圖72中的形式⑦，牽引鈎就是搖臂，这种做法要簡單得多，但是必須注意加强搖臂的軸和軸承的安裝，因为牽引时的力完全由此傳到机身上，再傳至各部分。此外，在剛开始牽引时，牽引綫与机身間的夹角几乎为零度，随着模型的逐漸上升，牽引綫与机身間的夹角也就愈來愈大，到將要脫鈎时这一角度已接近90°了。如果搖臂牽引鈎的軸安裝在圖73中Б的位置，也即在不牽引时搖臂在垂直位置；牽引时的前階段时搖臂偏向前面，到了牽引时的后階段时，由于牽引綫与机身間的夹角，也即牽引力与机身間的夹角逐漸增大到一定角度时（圖中 F_2 的位置），搖臂就随着这一角度的增大而

向后轉动，这时便逐漸放松拉綫，方向舵也就开始偏轉，結果促使模型轉弯而自动提早脫鈎，这样就損失了高度，因此不应該安裝在Б的位置，而应該把搖臂安裝在A的位置。这样即牵引力已与机身間的角度达到90°，搖臂也不会向后偏轉，一定要牵引环脫开，它才会彈回去。总之，要采用这种形式就必須把搖臂的軸裝得靠前，即裝在制止搖臂向前擺动的前面就更好。

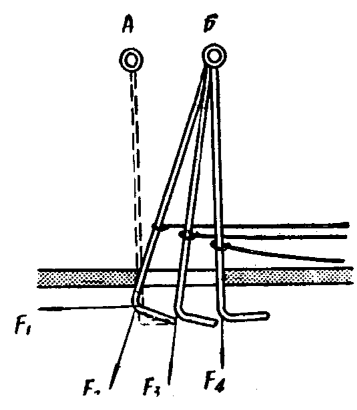


圖73 搖臂牵引鈎位置的变化

圖72⑧也是可滑动的牵引鈎，比較簡單又不占地方，也不必顧慮上述情況，但要注意牵引鈎与滑动杆联結得是否牢，应用細鋼絲或銅絲縛住，再在外面焊上錫。

圖72中⑨、⑩由外表來看是一种双重鈎的形式，不在牵引时看起來是个鈎。当牵引时由于受到牵引力向前分力的作用，兩个鈎合而为一。牵引力仍会全部由固定的牵引鈎來承受。这种鈎在使用时有一定的方便之处。

所有这些都是依靠了牵引力向前的分力使拉綫拉緊的。但在牵引力快垂直于机身时將如何呢？那时由牵引力及牵引綫的重量而引起的牵引鈎与牵引环之間的摩擦力將維持那些搖臂、滑杆不向后运动。所以就应該在舵上采用弱的彈簧，使彈力不超过这一个不大的摩擦力。且鈎子的軸承、套管等处应做得灵活，以免卡住阻止方向舵彈回。由于上述部件都

安装在机身下面，在着陸时，不免要進去些塵土，因而就必須使軸与軸承，滑杆与套管等配合很松，留的間隙也应該大些，特別是滑杆式的摩擦面很大。只有配合得很松才能保証永远灵活可靠。

拉綫应采用伸長率小的綫，就不致因綫本身的彈性而影响傳給方向舵的动作，可以采用細的鋼絲或銅絲；或是釣魚用的細麻綫；或是拿一条較粗（直徑約0.7—1公厘左右）的棉綫在濃塗布油中泡一会取出來，在它下端挂上一把鉗子，以便先把它拉長一下，待塗布油干了以后再用，也是非常合适的；象尼龍綫那类彈性大的就不适合于做拉綫。

圖74中表示了方向舵部分的構造。方向舵安裝的位置通常只有兩种：一种安裝在机身的上面；一种安裝在机身的下面。从圖上可以看出：安裝在机身上面的方向舵，它在垂直于气流方向（也就是近似垂直于机身的方向）的長度要比安裝在机身下部的方向舵的長度为大，而它在平行于气流方向的寬度却要小些。用象对待机翼那样称这長度与寬度之比为“展弦比”。

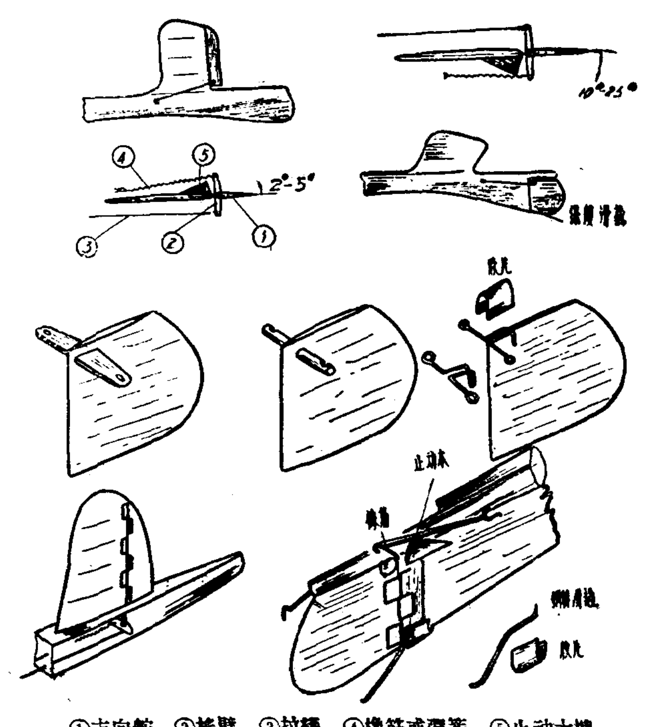
当模型脫鈎以后，方向舵就要在彈簧或橡筋的作用下偏轉，这样气流吹到方向舵上就有一定的夾角，这时在方向舵上就会產生空气动力而使模型轉弯。由于安裝在机身上面的方向舵的“展弦比”較大，它的“有効升力”也較大，因此这种方向舵只要偏轉較小的一个角度，就可使模型轉弯，也就是說这种安裝在机身上面的方向舵比安裝在机身下面的要灵敏些。但是由于上述的这一优点也帶來了缺点，因为方向舵安裝在上面灵敏，調整轉圈半徑时必須十分仔細，板多或板

少（那怕是半度到一度），將会使轉圈半徑相差甚大，原來調整好的俯仰平衡就不可能保持，而轉圈半徑也不容易調到合适的大小。另外模型上的方向舵与橡筋和自由飛模型上的不同，它不是用鋁片或銅片固定在垂直尾面上，要偏多大角度就板多少；而是每次牽引上升时跑到中間，脫鈎后自己偏过去。由于制造的不精密，每次偏过去的角度总有些差別，如果方向舵十分灵敏，作用十分明顯，那这一点誤差也就会引起轉圈半徑的改变，从而影响俯仰平衡。而安裝在机身下面的方向舵不大灵敏，即使方向舵偏的角度前后誤差达一、二度也沒什么大关系，調整时也要方便得多。但是把方向舵安裝在机身下面着陸时容易碰坏。为了弥补競賽中碰坏模型，給下次飛行造成困难，应該在垂直尾面上裝用鋼絲或竹做的滑撬，以保护方向舵。薛民献的模型滑翔机上裝有此种鋼絲滑撬，从沒有因着陸而碰坏过方向舵。

一般來說，安裝在机身上面長而窄的方向舵，偏轉2°—5°已很足够；安裝在机身下面的則需要偏轉10°—25°。

方向舵裝有搖臂，一端縛拉綫，一端与橡筋或彈簧相联。搖臂可以用1公厘厚的三層板、竹絲或者鋼絲弯成 。圖74的前兩种方法制作方便，但調整麻煩；采用鋼絲搖臂制作时麻煩，但調整方便。

調整方向舵在牽引上升时及滑翔时的位置有几种办法。牽引上升时用可以改变長度的拉綫或者鋼絲式搖臂就能达到目的。如果需要方向舵在牽引上升时更被拉綫拉过來些（即要方向舵偏向与滑翔时相反的一面），則可以縮短拉綫，或者把鋼絲搖臂用尖头鉗板向后面去些就行了。而在滑翔时，



①方向舵 ②摇臂 ③拉綫 ④橡筋或彈簧 ⑤止动木塊
圖74 自动偏轉舵

如果希望改变轉圈半徑，則应該由止动木塊或者是在鋼絲搖臂上着手。对于層板，竹絲式的搖臂，如果是要減小轉圈半徑，可以削掉些止动木塊，就可以使方向舵在偏过去时角度大一些；鋼絲式搖臂不用削止动木塊，而只要用尖头鉗把联着橡筋或彈簧的一端搖臂往后弯些，就可增大方向舵的偏轉角。由此可見方向舵上用了鋼絲搖臂在調整方向舵位置时，只要用尖头鉗弯來弯去，是比較方便的。

方向舵可以用布或綢交叉貼牢在垂直尾面上；也可以

用特制鉸鏈來安裝。如果在安裝方向舵处机身足够粗的話，应把搖臂、橡筋等裝在里面，这样可以减小阻力而又美观。

止动木塊，或是其他止动的裝置一定要裝。有了它才能使方向舵在彈回去时每次所在位置可相同，这样才能獲得穩定的飛行姿态。

所用橡筋或彈簧应固定一个不变。因为当牽引上升时，拉綫將拉方向舵，这时由拉綫內拉力对方向舵轉动軸造成的力矩应該与橡筋彈力对轉动軸所造成的相平衡，如果換了一条橡筋，則由于彈力改变，上述力矩平衡破坏，这时方向舵將在与原來不同的位置而促使兩个力矩再度平衡。但方向舵位置的改变就会影响模型上升的姿态。

匈牙利的航空模型爱好者采用了兩根綫來牽引起飛，依靠这兩条綫就可以在牽引时操縱模型的方向舵（圖 75）。

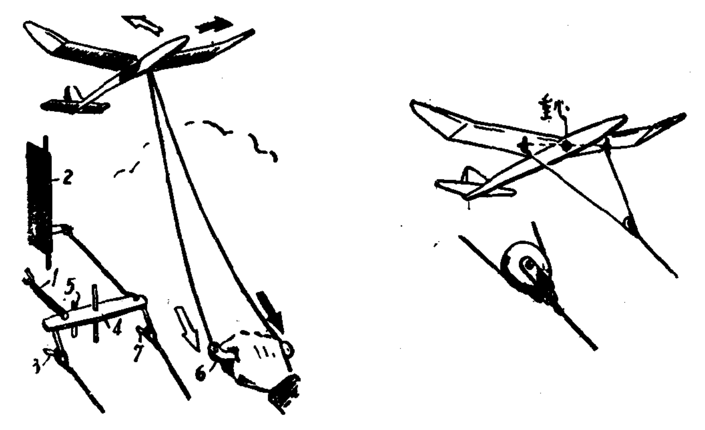


圖75 双鈎牽引法

这种裝置的構造是在重心前面原先裝牽引鈎的地方安裝一个搖臂，兩端有兩个牽引鈎，以便套上兩条牽引綫。另外在

搖臂的兩端一边联着帶动方向舵偏轉的杆子，另一边联着一条橡筋，脫鈎以后，橡筋就把搖臂拉得偏轉，結果方向舵也偏轉，模型仍作正常的盤旋飛行。

用这种方法牽引起飛时，手抓住連有兩条綫的把手，就可以随时随地的轉动把手而使方向舵偏轉來糾正模型的上升路綫。

还有用兩只牽引鈎起飛的方法：兩个牽引鈎安裝在机翼下面，牽引綫的末端有一个層板做的滑輪，帶有兩只套环的一段綫由滑輪間穿过。这二个套环就套在安裝于机翼翼梁上的兩只牽引鈎上。牽引时如果模型偏到右边去了，滑輪就会滚向左边，牽引力便促使模型恢复回來。采用这种裝置可以使模型十分穩定地上升，一旦偏了也很容易糾正。另外，由于牽引鈎就在半边机翼总升力的附近，大大地減小了翼根所受的弯曲力矩，因此裝有这种裝置的模型可采用更薄一些的翼型。

二　自動定時強迫降落裝置簡稱爲“迫降裝置”

牽引模型滑翔机由于世界各國航模愛好者的努力，飛行性能已不断改進和提高。但是，往往这些飛行性能很好的模型在試飛或競賽时由于碰到上升气流而被帶走，有时竟无法找回來，这是一个十分重大的損失。如果在試飛时丢失，就不能很好地試出模型的性能，对以后改進和設計新的模型將有影响；如果在競賽时丢失，就不能完成正式飛行而得不到

分数。

为了防止这些损失，应該制造一种自动裝置，它能够使模型在預定的时間內，不管高度多高，都能很迅速且安全的着陸，这种裝置就是迫降裝置。它是依靠破坏模型的正常飛行狀态而达到目的的。

要求迫降裝置很可靠，不要用了迫降裝置仍發生飛丢模型的事故。这里涉及几方面，首先是裝置本身是否能很好地动作，其次是控制时間的葯綫或机械控时器是否能到了預定时間發生作用，再就是运动員本人是否已熟練地掌握了这些裝置。

迫降裝置的形式甚多，大致有下列几种：

（一）“降落傘”式迫降裝置：这种裝置表示在圖76中。圖中①是在模型的重心附近有一个可以安放“降落傘”的艙；“降落傘”用薄紙或薄絹制成，当計时裝置的綫把艙盖栓拉开后，“降落傘”就因彈簧彈力而被彈出并張开，这时就大大地增加了模型的額外阻力，能使模型的飛行速度慢2--3倍，模型就开始很快的下沉着陸。

这种裝置需要很多的附加零件，有时遇到强烈的上升气流，这种裝置不能有效地迫使模型下降，因而采用不廣。

圖中②比較簡單些，飛行时把“降落傘”摺得很好地放在机身側面，用綫把它縛住，当控制时間的葯綫（通常称作“迫降綫”）把縛住降落傘的綫燒断以后，“降落傘”就离开机身，拖在模型的后面，这时阻力增大很多，模型就因升力不够而下沉。

（二）空中剎車式迫降裝置：这与前面一样是利用產生

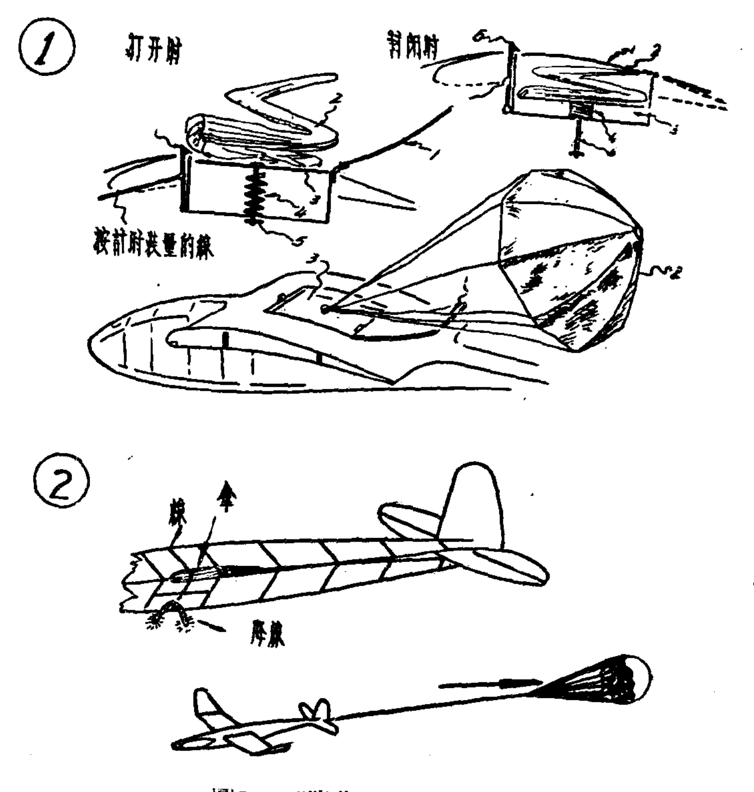


圖76 "降落伞"式迫降裝量

額外阻力迫使模型下降的方法。通常是在机身或翼台兩側，或机翼上裝"剎車片"，到了一定时間后，由于迫降綫燒断了縛住的綫，剎車片就彈出來，于是模型便下沉着陸。

剎車片的安裝形式很多，在圖77中列举了几种。

圖中①的剎車片裝在机身的兩側，起飛前把兩剎車片合上，在鋼絲鈎上縛好迫降綫，到一定时間迫降綫燒断了縛住剎車片的綫，剎車片在橡筋的彈力作用下張开，直到碰到止动

圖77　空中剎車式迫降裝置

木塊为止。也可以把这些机構放在机身里面，这样在剎車片合上时，外表仍很光滑，可以减小在飛行时的阻力。

圖中②的剎車片是安裝在机翼上面或者下面，其原理与操作方法与前面所述是一样的，所要注意的是：这些剎車片必須弯成弧形，并与机翼表面很好地符合，以免破坏翼型而影响飛行性能。

如果是高翼台的模型滑翔机，則可以把剎車片裝在翼台的兩側。如圖中③，其裝法与安在机身兩側完全一样。

有人就利用垂直尾面本身为剎車片。圖中④表示了兩种方法：一是在垂直尾面的后半部，用兩片木片合成，到一定时間这兩片木片就自动張开而成为剎車片；另一种是使整个的垂直尾面旋轉一个90°，这样整个垂直尾面就成为一个剎車片了。

（三）水平尾翼翹起式迫降裝置：这种形式由于它既簡單而又很可靠，因此被廣泛地采用着。这种裝置在起飛以后的一定时間内，水平尾翼始終在正常的位置，模型也飛得很好，当到了預定时間时，水平尾翼就会自动上翹一个角度，通常这一角度是30°—40°左右。由于水平尾翼用了很大的負安裝角，就迫使机翼用十分大的迎角飛行，結果丧失了升力，模型就象降落傘似的，几乎是垂

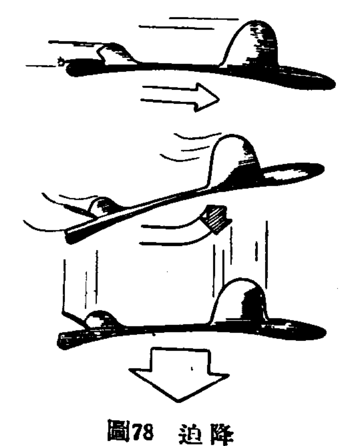
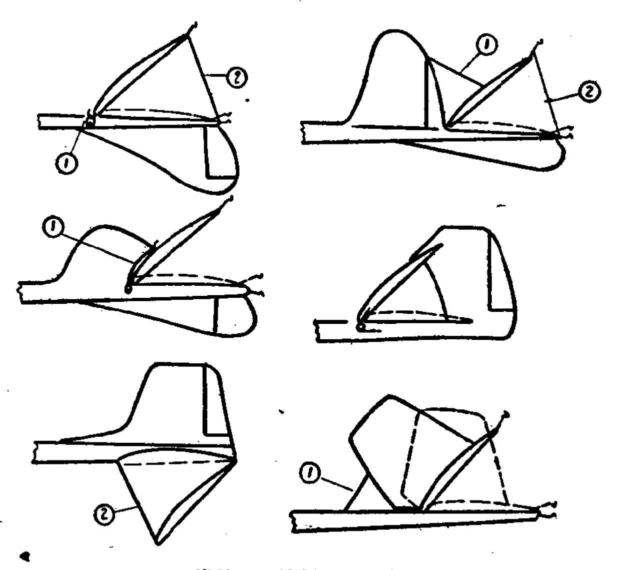


圖78 迫降

直地、十分平穩地下降。水平尾翼的上翹角度小，迫降时下沉得慢些，但如果太小了，例如15°以下，則会引起嚴重的連續失速現象，最后可能碰坏模型；如果上翹角度大，則下沉速度也就大，但是太大的上翹角度也会因下沉太快而碰坏模型。

这种裝置的水平尾翼可以繞前緣部分某一条軸綫來轉动，起飛前在后緣部分的鈎上縛好迫降綫，燃着以后便可起飛，待到了預定时間时迫降綫把綫燒断，水平尾翼在彈簧或橡筋的彈力作用下上翹一定的角度。这一角度的大小可以用綫來控制，也可以用垂直尾翼后面的缺口來控制。

尾翼上翹的形式很多，在圖79中列举了六种以供参考。

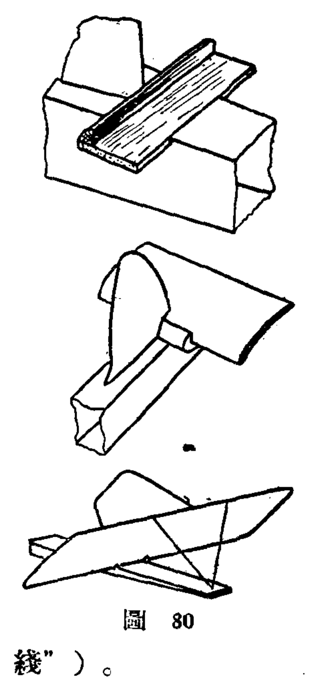


1.橡筋 2.控制上翹角度的綫

圖79 水平尾翼上翹的几种形式

在水平尾翼上翹以后，如果由模型的上面或者后面看过去，水平尾翼相对于机翼的位置应該是正的，如果有些歪，就会在迫降时造成螺旋而撞坏翼尖等处。水平尾翼不正是螺旋的主要原因，其次是机翼左右太不对称，扭轉变形太甚的緣故，發現后都应及时补救。

必須注意翹起时所用“鉸鏈”装置。通常不必做什么鉸鏈，而只要在机身尾部緊靠水平尾翼前緣处膠上一条大致30公厘左右長的木条就可以，当水平尾翼上翹时，前緣就頂住这根木条。如圖80所示。另外，如果是在兩鋼絲鈎間縛一根綫來控制上翹角度的話（綫可以用結实的棉綫或釣魚綫），則采用圖80中所示的双綫較單綫为好。用了双綫在水平尾翼上翹后，就不会左右搖擺了。


圖 80

控制时間的方法可以用机械控时器（如照相机上用的自拍机）或空气式限时器，大多数用于迫降方面的还是引火葯綫（称为“迫降綫”）。

迫降綫可以这样來制成。找普通1.5—3公厘左右粗的包紮东西用的棉綫（絲綫和麻綫都不行），选擇那些編織得較松的，放在硝酸鉀或高錳酸鉀溶液中泡，并經常翻弄，直到綫的內部也泡透了（可以用手剝开來看看）就取出來，晾

干，就可以使用。硝酸鉀和高錳酸鉀溶液的濃度一般都須較大。稀了，泡出來的追降綫会在半途熄滅（中間沒泡透也会熄滅），結果仍發生飛丢模型的事故。但如果太濃了，則泡好的追降綫燃燒太快，結果在尾部拖上很長一条綫而且又因为太濃，棉綫被氧化了，非常容易断掉（如果泡得太久也容易断）。所以在使用追降綫以前应該作一次燃燒試驗，由于在飛行中是有相对风，也应当稍为煽些风，看追降綫一分鐘要燒多少公厘（一般在10—20公厘左右）。如果每分鐘燃燒15公厘，則一条由綫头至縛綫处長为55公厘的追降綫將燃燒約3分40秒左右，到了这一預定时間，追降綫就会“开动”追降裝置使模型降落（这里应該估計到牽引所需时間，因此必須大于三分鐘）。

用追降綫时，应注意到防火。一方面縛綫的鈎应稍長些，或尾部沾上錫箔以免把模型燒了。因为塗布油、噴漆等很容易燃燒。另外还应注意到如果尚未燃燒完的追降綫掉在枯草中，或者油庫附近，或是其他易燃物上，均可能引起火灾。因此要利用如圖81所示的方法，將追降綫插在鋁管，或銅管，或薄鉄片做的管中，追降綫燃燒到管口，由于氧气不足而且热量被金屬管傳走就熄滅了。采用此法还有这样的好处，起飛前如果臨时要改变飛行时間，就可以把已燃着的追降綫拉出些或拉進去些就行了。

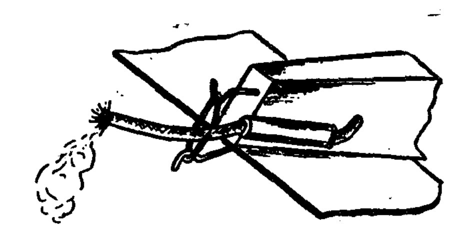


圖 81

（四）最后介紹一种利用改变重心位置而迫使模型迫降的裝置。在重心附近設法安裝一个艙或者安裝几个鈎，把一个重物放在里面，重物上有一条綫联結着，綫的另一端固定在机翼翼尖，或者固定在机身尾部。起飛前把重物放進艙內，或用綫 縛 在 鈎上，待到了預定时間，重物就被“釋放”出來，結果重心位置移动很大，破坏了模型的正常飛行狀态。

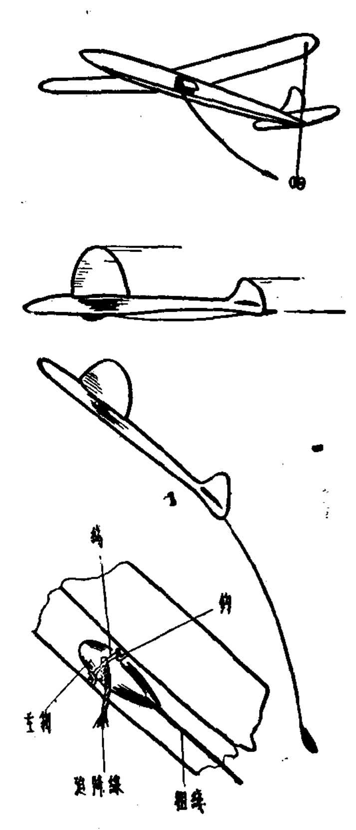


圖82　改变重心位置的迫降裝置

圖82中就表示了这种裝置。圖上面是把重物挂在机翼左翼尖上，这样左边就很重，模型会向左傾斜作小圈盤旋，由于盤旋半徑減小很多，就出現了所謂“头重”現象，迫使模型很快降落。

圖82的下面是把重物挂在机身尾部，到預定时間重物擺到后面去了，重心位置移后甚大，这样机翼、尾翼都用很大的迎角飛行，速度隨之減慢很多，結果丧失升力，模型被迫下沉而着陸。

使用迫降裝置確实增加了放飛以前准备工 作 的 麻煩，但是应坚持使用，并且要十分熟練地掌握它，不要在某些时候馬馬虎虎認为沒

有什么上升气流就不点燃追降綫。往往就在这一次飛丢了模型，这样的例子有过不少。此外在綁追降綫时一定要綁緊否則水平尾翼会增加些負安裝角而使模型發生波狀飛行降低飛行成績。起飛前如果是晴天可以用放大鏡点着追降綫；用火柴点的話，最好先把追降綫的綫头弄得松一些，就容易点着。

三　机翼的彈性裝置

这种安裝在机翼翼根部分的彈性裝置早已在眞的滑翔机上被采用了，而今模型滑翔机也采用了这种裝置，但稍有改变。这种机翼通常就被称为“彈性机翼”，它在受力大时（例如牽引上升时）上反角会增大，受力小时上反角就减小。

彈性机翼的好处如下：

（一）彈性机翼能够在受力較大的牽引上升时增加上反角。模型直綫上升时正希望側压中心靠前，而增大上反角就可达到此目的。这样在牽引时模型的上升姿态穩定，不会搖擺；而在脫鈎后，机翼受力小了，会自动彈下來保持正常的上反角大小与垂直尾面的配合关系。另外在牽引过程中，如果风速突然增大（例如在陣风天气中），这时要松綫或向后退可能來不及，总要有相当时間的差别，如果是普通的机翼就可能折断，而彈性机翼却自动增大上反角，并不会發生什么危險。有时在脫鈎后，由于机翼受力减小（只有模型的重量），机翼要向下彈回來，这个向下扑动的动作会增加高度。

（二）采用彈性机翼的模型在陣风天气中飛行要比較穩定些，因为如果有一陣风迎面吹來，流經机翼的气流速度將会增加。这样由于升力的增大就使机翼的上反角增大，减小机翼的投影面積（即前面所述的有效升力面積），也就减小机翼產生的抬头力矩，陣风过去后，机翼向下彈，还会增加些高度。但如果不是彈性机翼，这时就可能抬头失速而發生波狀飛行。

（三）采用彈性机翼可以采用比較小些的上反角。当模型傾斜而側滑时，譬如說向左側滑，左边机翼的实际迎角將增大，右边机翼迎角將减小，这样左右升力的不同也会造成左边的上反角增大，右边上反角减小，于是很快地就恢复过來了。

（四）彈性机翼一般都是做成中間可裝拆的，因而携帶和保存都比較方便。

彈性机翼虽然好处很多，但是也还存在着缺点。下面旣要講明它的缺点，还要尽量地設法弥补这些缺点。

（1） 要制造彈性机翼旣需要相当的时間，也比較麻煩，特别是对于那些从未做过而初次嘗試的航空模型爱好者是比較困难的。

（2） 彈性裝置有較大的重量。而一般机翼都在上面，彈性裝置就会引起重心升高，安定性减弱。荷重輕的二級牽引模型可能因此而超过規定的重量。

（3） 彈性机翼在牽引过程中如果左右兩边上反角增加得不一般大，就形成了机翼与尾翼相对安裝位置的不正，模型就偏向一边，不可能在头頂脫鈎。这原因在于彈性裝置所

用的鋁片（見第85圖所示）左右厚度不一样大，或鋁片質地不好或制作不对称，材料不均匀等所引起。如果發現上述情况应該換去鋁片設法糾正。

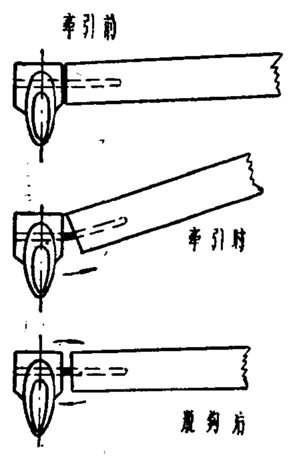


圖83 彈性机翼在經过一次牽引后出現縫隙

（4） 彈性机翼在牽引上升时上反角要增大，这时机翼上弧的最高点与中翼上弧的最高点就互相頂住，这一点附近的压力强度很大，如果机翼或中翼在此处做得不牢会引起損坏。另外，机翼是以这一点为圓心向上轉动而增加上反角的，这时上面机翼与中翼頂住，而在下面就出現了一条縫。脫鉤以后，机翼虽要彈下來，但由于这一条縫的关系不但不能密合，而上面也跟着出現了一条縫，机翼与中翼之間就有可能出現1公厘左右的間隙。在飛行中，这間隙会產生相当大的阻力（圖83）。

补救的方法可以預先在中翼的翼剖面上貼上一層海綿橡皮，然后把机翼插上，压緊海綿橡皮，当脫鉤后机翼与中翼之間出現縫隙时，海綿橡皮就会彈出來把縫隙墊滿如圖84所示。

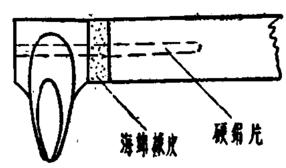


圖84 用海綿橡皮來墊縫

机翼的彈性裝置与插銷式裝置相同，它也包括做在机翼內的套箱和安裝在中翼里的插銷，僅僅是插銷采用硬鋁片，厚度在1.2—1.5公厘左右，寬度在

40—70公厘（依模型及所需彈性的大小來决定）。硬铝片应該用四个螺釘固定在机身上，而且要注意左右兩个螺釘間距离要尽可能的寬，以免在牽引时由于铝片上翘而把中翼的上半部撬开。在套箱插入处的那一个翼肋要用1公厘厚的三層板制成，外表面兩層的木紋方向垂直于翼弦，这样可防止套箱在受力大时于插入处开始裂开。

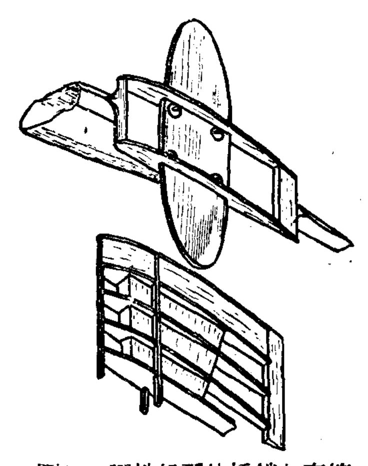


圖85　彈性机翼的插銷与套箱

四　自動轉向上升气流的裝置

曾經有人設計出一种裝置，它能够使模型在遇到上升气流时轉入上升气流中去，而在遇到下降气流时一直穿过。

圖86是利用物体的慣性而制成的。在杠杆上挂了一个重的东西。重物应該尽可能的重些，一般在100克以上。重物依靠彈簧吊在一定的位置，彈簧应該选用柔軟的，重物的重量愈小，彈簧要愈柔軟。彈簧上有一螺杆、螺帽，以此來調整重物位置的高低。重物可以沿着垂直的軌道上下振动，但有一定的限制。向下有相当長的距离，向上就会碰到一个螺杆，这一螺杆可以調整，用它來限制重物向上运动的最高位置。杠杆的另一端連着一条剛性杆子，一直連到可以活动的方向舵上。

当模型在无气流情况下飛行时，重物始終在原來位置，这时方向舵只偏了一点，盤旋半徑很大。一旦遇到了上升气流，模型开始上升，產生了向上的加速度，而裝在机身內的重物却由于本身慣性的緣故，反抗着彈簧的彈力，不跟着机身上升，相反地对于机身來說是向下运动，这时杠杆就拉动后面的杆子，結果方向舵發生偏轉，模型便進行盤旋。一方面可以轉入上升气流中去，另一方面由于轉圈半徑的減小，原來的俯仰平衡无法保持，这时只要稍为"头重"些，就不会因受到上升气流的冲击而抬头失速進行波狀飛行。一直到向上的加速度消失，重物才在彈簧作用下回到原來位置。

当遇到下降气流时，模型向下运动，產生了向下的加速度，这时重物慣性使它相对于机身來說作向上运动，但重物运动了一点碰到限制重物最高位置的螺杆，就不再向上运动了。这时杠杆推动后面的杆子，使方向舵偏轉到正中間就不再动了。模型就作直綫飛行，原來适合轉大圈的俯仰平衡也无法保持，而稍为"头輕"些，这样就不致于因下降气流的

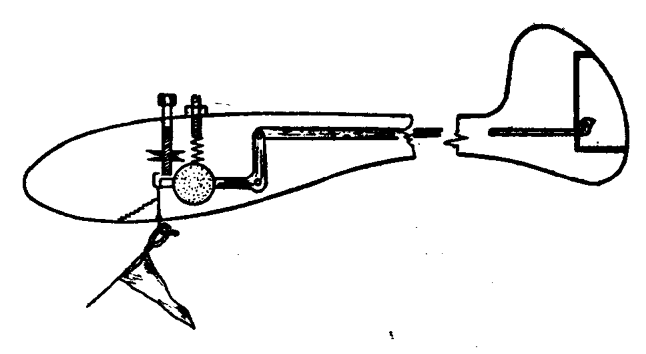


圖86 慣性裝置

冲击而增加下沉速度，并且很快穿过下降气流区。直到向下的加速度消失，重物在本身重量的作用下又回到原來位置。

为了使模型在牽引上升时方向舵不乱动而保持在中間，以便于牽引上升，在前面裝一止动器，当牽引时由于受到牽引力向前分力的作用，止动器卡住杠杆一端，使重物无法上下运动，这样方向舵也就固定在中間不动了如圖86中所示。

这里要注意：彈簧必須采用柔軟的，愈柔軟这一裝置就愈灵敏。另外方向舵应作适当地加大，这样效果比較顯著。

薛民献曾在牽引模型上試裝过这个裝置。重物的重量为150克左右，彈簧很長很軟，如果重物不动則轉圈的直徑約在80—100公尺，在受到上升气流的强烈冲击时，轉圈直徑会減小到20公尺左右，在遇到下降气流时即直綫飛行。这架模型还曾經作过如下試驗：如果用劲擲出去，一般的模型就会抬头失速，而它在向上升后立刻轉一个小弯就進入滑翔，一点沒有失速現象。后來在第三次試飛中，由于迫降綫泡得不透，在半途熄滅，結果这架模型繼續升高，只有眼睛很好的人才勉强看到。过了30多分鐘以后慢慢下來了（当天风很小），但不久遇到第二股强烈上升气流又上升，最后在高空失踪，到看不見为止約經过了42分鐘左右。

另外也可以利用航空升降速度仪來制成这个裝置。圖87是升降速度仪，它的盒子是密封的，其中有一金屬膜盒，一条毛細管。当模型受到上升气流的冲击而上升时，由于高度愈高，气压愈低，这时空气就会由膜盒中跑出來，而盒中的空气要經过毛細管才能出來，由于毛細管很細，空气出來要一个相当的时間，这样膜盒內压力已降到与外界气

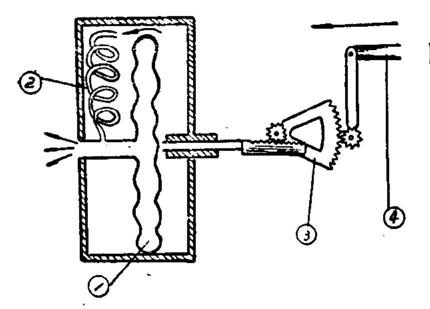


圖87 利用升降速度仪的自动装置

①金屬膜盒

②毛細管

③放大裝置

④帶动方向舵的杆子

压一致，而盒中的压力仍較大，因此膜盒就鼓起來一些。这一动作通过放大裝置，然后拉动后面的杆子使方向舵偏轉。

同样地在遇到下降气流冲击模型时也会有动作產生，不过它的活动范圍应受到限止。

采用上述裝置有一定的好处，但是它需要相当大的重量，对于三級牽引模型來說还有可能，对二級牽引模型來說会太重了。而且这种裝置需要一定的空間，只有安裝在較粗的机身内才有可能。

五　調整重心位置的裝置

在調整牽引模型时有兩种方法，一种是重心位置不变，調節机翼或尾翼的安裝角來达到俯仰平衡，另一种是机翼与尾翼的安裝角不变，改变重心位置來獲得俯仰平衡。普通的模型改变机翼或尾翼的安裝角比較方便，只要垫些东西或去掉些东西就行了。如要改变重心位置，可在头上加重或减重，加重將增加翼荷重影响飛行性能；减去重量將不合乎重量的标准。另一种方法是：如果在重心附近有配重則可以移一些到机头上去，或者由机头上减去些重量移到重心处去，

这样就十分麻煩了。改变重心位置在调整过程中十分必要，只有在几个不同重心位置來調整安裝角才能找到最好的飛行情况。在有风天气飛行时希望模型的飛行速度大些，可以用减小机翼安裝角或增大水平尾翼安裝角來达到目的。但这些調整方法过分灵敏。加大或减小角度的影响很大。較好的方法是把重心移前一点（即机头加重些），这样可以得到很好的效果。

下面就把改变重心位置的裝置表示在圖88中。重錘的前后移动依靠螺杆的旋轉。螺杆可以旋轉但不能前后移动。在机头前面有一个孔，可以用小螺絲刀伸進去轉动螺杆來改变模型的重心位置。

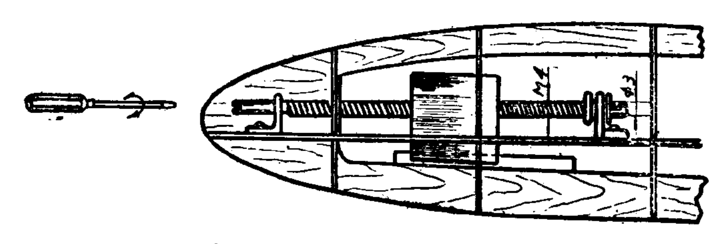


圖88 改变重心位置的裝置

第七章 牵引模型滑翔机的試飞和調整

为了消除設計及制作时的誤差，应該对一架新做好的牵引模型作試飛和調整。不但要把它飛好，还要从中看出缺点

和尚須改進的地方，以便作为今后設計新模型时参考。

調整試飛可以这样來進行。首先把全机的重量配好，达到必須的重量标准，并且重心位置也在設計时的位置。

第一步应該在平靜天气中進行，选擇早晨或晚上沒有上升气流同时风也很小的时候。这时容易正確地判断滑翔性能的好坏。先用手擲試飛。手抓住重心稍后的机身，机头应稍向下，跑一、二步便擲出去。一般模型的滑翔速度在每秒4—6公尺，因此不可擲得太重，太重了將会使模型在离手后抬头，結果失速撞地。但出手太輕，速度不够，模型的下沉速度很大也不是正常滑翔狀态。当模型在离手后發生波狀飛行情况时則表示“头輕”，也即机翼迎角太大，或重心太后。可先不改变重心位置，而增大水平尾翼的安裝角，就相当于減小机翼迎角（調整水平尾翼較为方便）。如模型离手后滑翔速度很大，下沉也很快，飛不远就着陸了，这表示“头重”，也即机翼迎角太小，或重心太前。这时仍先不变重心位置，而只減小水平尾翼的安裝角，这样就相当于增大机翼迎角。調整以后，再作手擲試飛，直到模型能够很平的滑翔着陸。有时会有这样的情况，模型很平的离手了，但过了不多一会，就在低一下头后滑翔着陸，这情况有兩个可能，一是手擲出去的速度嫌大了一点，另一个是輕微的“头輕”。当模型迎角太大而失速时必然要低头俯冲才能改出，上述情况就屬这种。要記住在一次稍抬头后又俯冲或平飛后俯冲，就表示前面曾有过失速，从模型的飛行狀态可以看出是否有些“头輕”。

在手擲試飛时，方向舵应該偏轉到它在滑翔时应有的位

置。如果是左轉的模型在有风时应把机头偏向右面然后手擲出去，这样可以在正对风的情况下着陸，不致于傾斜而碰坏翼尖。

在全部手擲試飛过程中，应作記錄，紀錄每次滑翔的时間和飛行距离。好的模型在离手后可以飛行八秒鐘左右（手举起后出手高度約160--170公分）。

用手擲試飛可以把模型調整到用經济迎角飛行，以达到最小的下沉速度。首先把它調整到滑翔距离最远，然后稍微把水平尾翼安裝角减小些（或者把重心位置移后些），再用手擲試飛时，距离已减少很多，但是飛行的速度降低了，下沉速度也就降低了。这样就由机翼用有利迎角飛行轉为用經济迎角飛行了。

最好把重心位置移前或移后，每移动一次就作一番上述的調整。紀錄每次移动重心位置所獲得的最小下沉速度，也就是最長的飛行时間，然后作比較。这样就能找到一个比較最为合适的重心位置。当然必須試飛很多次才能得到这結果。

在手擲試飛中所獲得的調整情况不一定精確，因为它受到地面小股微弱气流的影响，而且在要碰地时，受到地面的影响，翼尖渦流將减少，飛行性能会提高，也常常看到模型貼着地还能滑很远一段距离。为了精確地調整到經济迎角，獲得眞正的最小下沉速度。

第二步是采用短綫牽引試飛，牽引綫的長度約15公尺。从这里不但可以看出是否已調整到最小下沉速度，还可以調整轉圈半徑及牽引上升是否良好等方面。应該在平靜天气中

作这一項工作。在牽引时头几次要調整好方向舵的位置，使它在牽引时直綫上升。如果認为这次牽引上升是到头頂，并且脫鈎平穩，就進行記錄。記錄飛行时間、轉圈半徑以及飛行的圈数。首先在手擲試飛的調整基礎上把轉圈半徑調好，一般牽引模型的轉圈半徑应在20—40公尺。太小的轉圈半徑会使模型傾斜太多而增大下沉速度(升力的垂直分力小了)，太大的半徑不能很好地利用气流。轉圈半徑調好后，再來精細地調整滑翔，这时用來改变水平尾翼安裝角的墊片应很薄，甚至是每次只用兩層普通紙。这时在手擲試飛調整好的基礎上使模型由輕微"头重"到輕微"头輕"發生輕微的波狀飛行。这时記錄下來的飛行时間是由較少到最長。模型的盤旋圈数也会由較多到最多（一般在一圈半到兩圈）然后又减少下來。达到最長飛行时間的机翼和尾翼安裝角就是可以保証机翼用經济迎角飛行的情况。而最大盤旋圈数，表示了有利迎角飛行时的情况。这兩情况，特别是最長飛行时間的情况应該記錄下來。

第三步就可以用50公尺的綫來牽引，但仍应选擇平靜天气。在这种試飛过程中要完全調整好模型的上升consolidated态，一定要使它直綫上升到头頂脫鈎，如果發現不行，就应根据理論分析檢查，并作糾正。同时要在脫鈎后一分鐘左右使模型迫降，檢查迫降机構是否灵敏，迫降时是否穩定，会不会發生螺旋和翻筋斗。螺旋的原因是水平尾翼上翹后不正，或是机翼变形太甚；翻筋斗的原因是水平尾翼上翹太少。应多飛行几次并測定用50公尺綫來牽引能飛多長时間，確定这架模型的眞本領。

在完成以上各步驟以后，就要选不平靜的天气試飛。这一环節十分重要，决不可以忽視。因为在競賽或其他需要飛行的場合下，很少可能沒有风，沒有气流。競賽时还可能下些細雨呢！

在有上升气流的天气条件下，主要是观察模型的灵敏度，看是否容易進入上升气流和脫离下降气流。在有上升气流的情况下应該使机翼用比經济迎角小一些的迎角飛行，便不容易失速，这就要由試飛中决定。

应在6公尺每秒的风速下進行試驗，6公尺每秒的风速已可以把放在地下的模型微微抬起來。在这种天气下試飛十分必要，可以观察这架模型在有风天气的安定性；是否有頂着风飛行和由对风轉向順风时下沉一段距离的現象，如果有，这是因为盤旋安定系数較小的緣故。要熟悉在各种不同风速下，应如何調整的經驗，每种調整方法都应該記下來。一般來說在有风天气，机翼用有利迎角附近的迎角飛行較好，也即要"头重"些。此外也可以用减小盤旋半徑來达到目的。如重心位置变更方便，则可以把重心前移些。后兩种調整不如改变安裝角灵敏，因安裝角比較容易控制。在有风天气飛行还可以鍛煉牽引技術。

如果有机会，也可在更不好的天气，例如下細雨的情况下來試飛。由于雨落在模型上將改变它的重心位置，一般因为水平尾翼离重心較远，落了雨后，重心是后移的，掌握这种情况下的調整經驗也有益的。

設計和制作一架牽引模型固然要花費很多时間和劳动，在为做好的模型試驗性能，保証它能飛好时，同样要花費很

大的劳动。这里特别指出：調整时，必須要有耐心并且十分仔細才行。

为了使模型每次飛行情况都相同，也就是希望它能有較穩定的飛行狀态，就特别要注意維护，防止模型变形。平时要放在箱子里，出去也应裝在箱中帶走，箱子可以用木条搭架子，然后外面蒙上層板，箱子应放在干燥的地方。在箱中应有防扭框設备，把机翼和尾翼用橡筋縛在上面，这样就能防止变形。

圖89是防扭框及木箱的样子。

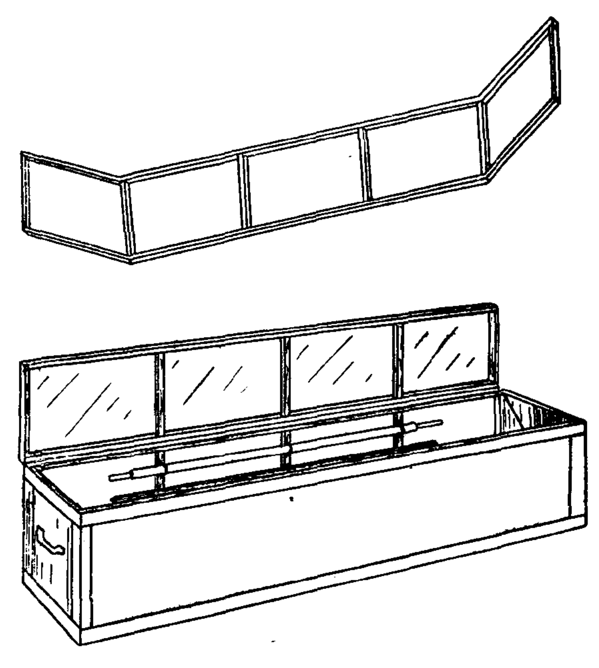


圖89　防扭框及模型箱

第八章　現代优秀的牽引模型

滑翔机的介紹

1956年國际航空模型競賽獲得第一名的捷克运动員許普拉克的牽引模型滑翔机（圖90）。

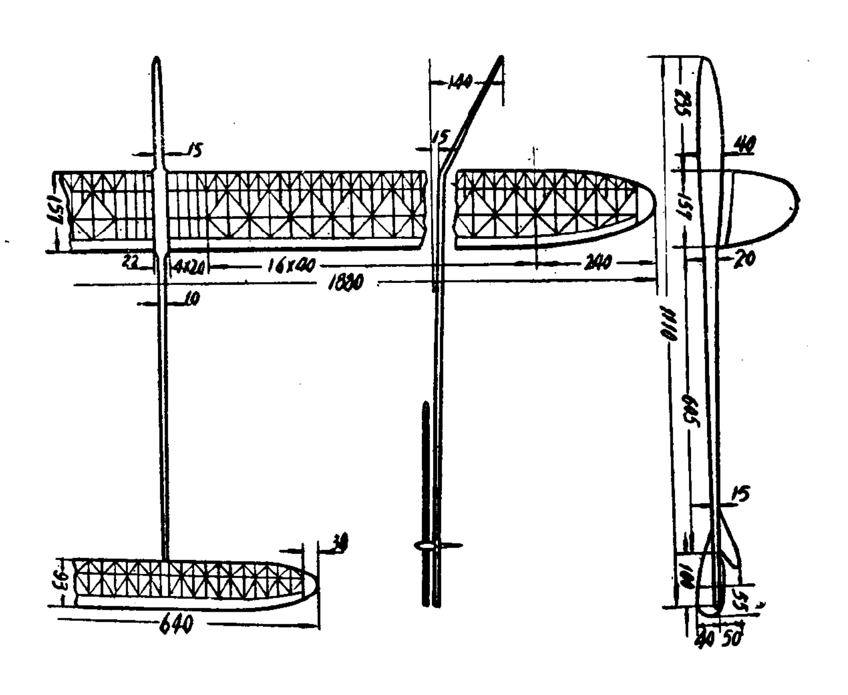


圖90　許普拉克的牽引模型滑翔机

机翼翼展	1880 公厘
机身全長	1110 公厘
总重量	443 克
机翼面積	28.245 公寸^2
水平尾翼面積	5.46 公寸^2
总升力面積	33.705 公寸^2
机翼翼型	自己設計
机翼安裝角	3°30′
水平尾翼安裝角	0°
翼載荷	12.5克/公寸^2

1956年國际航空模型競賽獲得第二名的匈牙利运动員罗兹尔的牽引模型滑翔机（圖91）。

机翼翼展	1870 公厘
机身全長	1110 公厘
总重量	412 克
机翼面積	29.06 公寸^2
水平尾翼面積	4.51 公寸^2
总升力面積	33.57 公寸^2
机翼翼型	BENEDEK B7
机翼安裝角	4°40′
水平尾翼安裝角	0°

1956年國际航空模型競賽獲得第三名的我國运动員薛民献的牽引模型滑翔机（圖92）。

机翼翼展	1840 公厘
机身全長	1050 公厘

总重量	415 克
机翼面積	27.93 公寸^2
水平尾翼面積	5.76 公寸^2
总升力面積	33.69 公寸^2
机翼翼型	MVA-301-7.5%
机翼安裝角	2°40′
水平尾翼翼型	改進的 Gö-517
水平尾翼安裝角	0°

1955年國际航空模型競賽獲得第一名的匈牙利运动員拉篤切的牵引模型滑翔机（圖93）。

机翼翼展	1664 公厘
机身全長	1195 公厘
总重量	415 克
机翼面積	28.5 公寸^2
水平尾翼面積	5.5 公寸^2
总升力面積	34 公寸^2
机翼翼型	NACA25-1.00-10
机翼安裝角	+3°
水平尾翼翼展	593 公厘
水平尾翼翼型	NACA 20A-08
水平尾翼安裝角	—3°
翼載荷重	12.2克/公寸^2

1955年西德林諾的牵引模型滑翔机（圖94）。

机翼翼展	1890 公厘
机身全長	1140 公厘

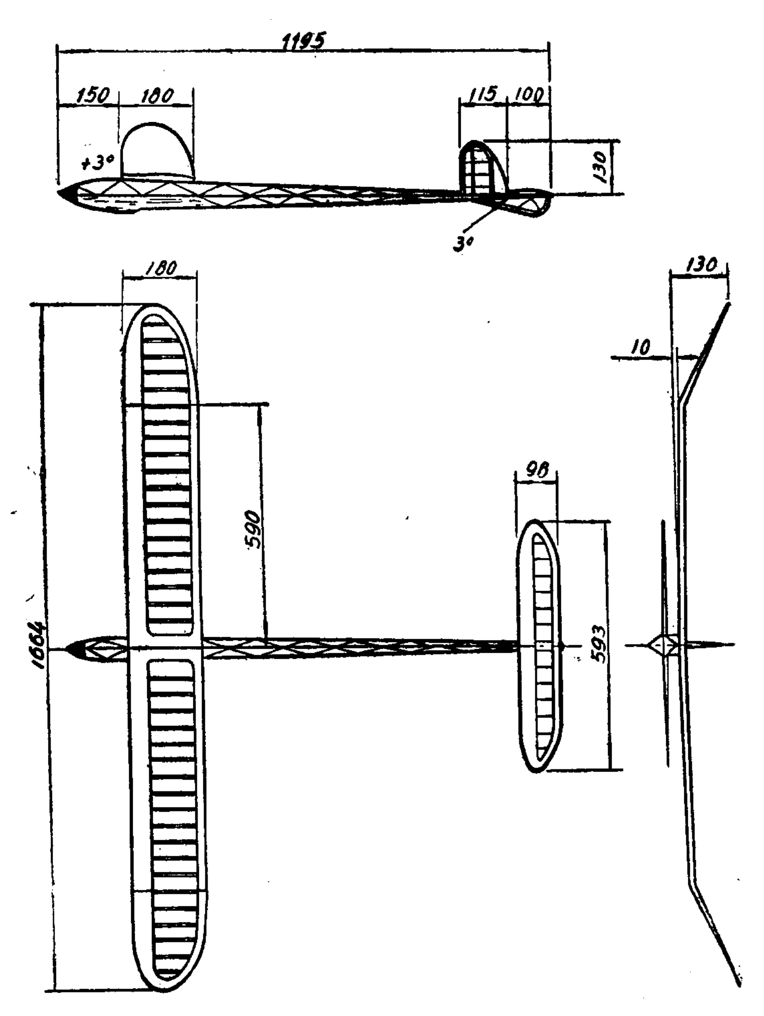


圖93　拉篤切的牵引模型滑翔机

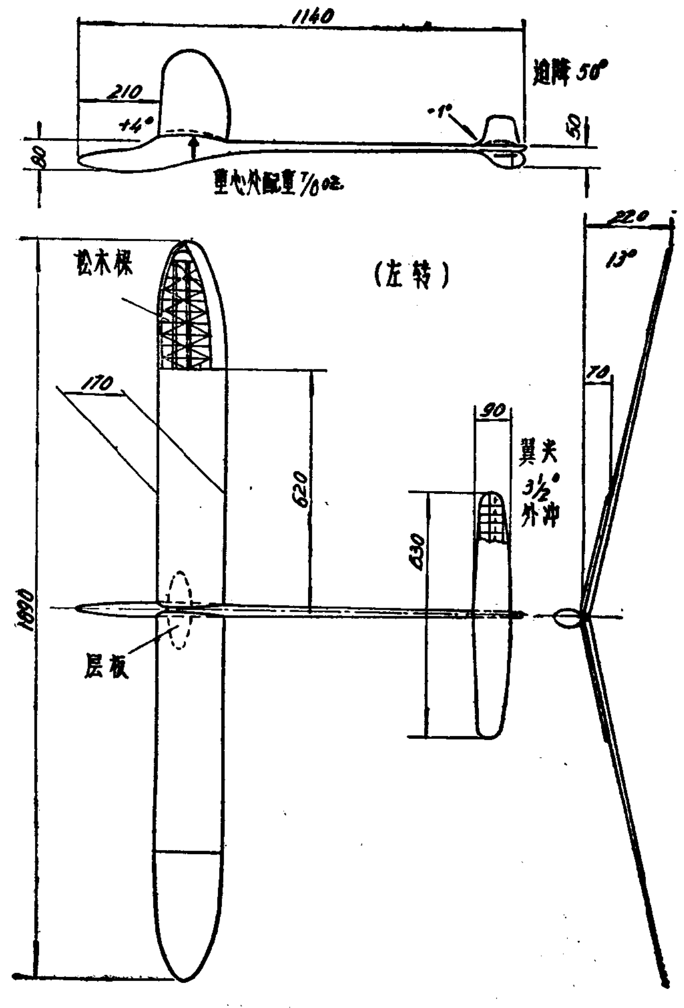


圖94　1955年林諾的牽引模型滑翔机

总重量	418 克
机翼面積	29.3 公寸^2
水平尾翼面積	4.12 公寸^2
总升力面積	33.42 公寸^2
机翼翼型	自己設計
机翼安裝角	+4°
水平尾翼翼展	630 公厘
水平尾翼翼型	自己設計
水平尾翼安裝角	—1°
翼載荷	12.5克/公寸^2

1956年捷克許普拉克的牽引模型滑翔机“雪特洛”（圖95）。

机翼翼展	1790 公厘
机身全長	1070 公厘
总重量	415 克
机翼面積	27.08 公寸^2
水平尾翼面積	6.02 公寸^2
总升力面積	33.1 公寸^2
机翼安裝角	+3°
水平尾翼安裝角	—1°

[General Information]
书名=牵引模型滑翔机的设计
作者=薛民献编著
页数=141
SS号=11326254
DX号=
出版日期=1957年08月第1版
出版社=人民体育出版社

书名

目录